

В. И. КУРКОТКИН,
В. Л. СТЕРЛИГОВ

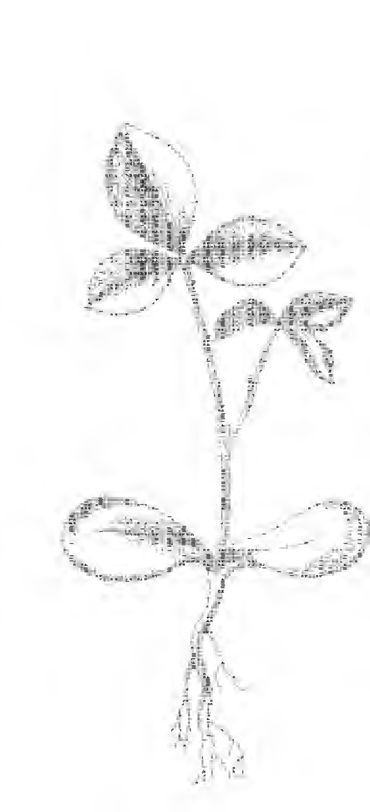
Самонаведение ракет



Р А К Е Т Н А Я   Т Е Х Н И К А

В. И. КУРКОТКИН, В. Л. СТЕРЛИГОВ

САМОНАВЕДЕНИЕ РАКЕТ



ВОЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ СССР
МОСКВА—1963

6 Т5.2
К 93

Инженер-подполковник КУРКОТКИН Владимир Иванович,
инженер-майор СТЕРЛИГОВ Владимир Леонидович

САМОНАВЕДЕНИЕ РАКЕТ

Брошюра «Самонаведение ракет» входит в выпускаемую Военным издательством библиотеку «Ракетная техника».

В ней в популярной форме рассказывается о различных методах самонаведения. Описаны радиолокационная, тепловая, оптическая и звуковая головки самонаведения.

Брошюра предназначена для солдат и сержантов, курсантов военных училищ, а также для широкого круга гражданских читателей, интересующихся вопросами ракетной техники.

Брошюра написана по материалам открытой отечественной и иностранной печати.

ВВЕДЕНИЕ

В зависимости от места старта и местоположения целей ракеты по данным зарубежной печати делятся на четыре основных класса:

— «земля — земля» («земля — вода», «вода — земля», «вода — вода»);

— «воздух — земля» («воздух — вода»);

— «земля — воздух» («вода — воздух»);

— «воздух — воздух».

Первое слово показывает место старта ракеты (с земли, самолета, подводной лодки, корабля), второе — место расположения цели (наземная, воздушная, надводная).

Эта классификация условна: ракеты классифицируются еще и по другим признакам.

Ракетное оружие получило широкое распространение и принято на вооружение всеми родами войск, потому что управляемые ракеты имеют неоспоримые преимущества перед другими видами оружия, прежде всего большую дальность действия, высокую точность и эффективность стрельбы.

Высокую точность стрельбы и как следствие большую эффективность ракеты приобрели благодаря использованию комплекса специальной аппаратуры управления.

Что же понимают под управляемой ракетой?

Управляемой называют ракету, снабженную аппаратурой управления, позволяющей автоматически наводить ракету на цель или двигаться в пространстве по заданной траектории.

В зависимости от назначения управляемые ракеты различаются по конструкции, аэродинамическим характеристикам и системам управления.

Все управляемые ракеты в зависимости от метода управления делятся на три большие группы: ракеты с ав-

тономным управлением, прокладывающие путь к цели по определенной, заранее рассчитанной программе; телеуправляемые ракеты, наводящиеся на цель по командам с земли, и самонаводящиеся ракеты.

Данная брошюра знакомит читателя с третьим методом — самонаведением.

Причины появления ракет, которые сами наводятся на цель, таковы.

В годы второй мировой войны действия противовоздушной обороны (ПВО) считались успешными, если удавалось уничтожить 15—20% самолетов, участвующих в налете.

В дальнейшем появление скоростных и высотных самолетов, а также самолетов-снарядов и баллистических ракет, несущих на своем борту атомное и термоядерное оружие огромной разрушительной силы, поставило перед ПВО задачу не допустить к цели ни одного самолета, ни одной ракеты. Прежние средства борьбы оказались непригодными. Выполнить эту задачу помогают самонаводящиеся ракеты.

Невозможность поражения целей прежними средствами и необходимость повышения точности и эффективности стрельбы явились основными причинами, вызвавшими появление самонаводящихся ракет.

I. ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ САМОНАВЕДЕНИЯ

1. Классификация систем управления

Системой управления называют аппаратуру, которая определяет положение ракеты в пространстве относительно цели, делает расчет траектории полета и удерживает ракету на траектории, по которой она должна следовать, чтобы поразить цель. Система управления позволяет автоматически измерять отклонения ракеты от заданной траектории и вырабатывать команды управления, которые уменьшают ошибку наведения. Ошибка наведения, т. е. величина отклонения ракеты от положения, в котором она должна быть в какой-то определенный момент времени по теоретическим расчетам, может измеряться как линейными (метр, километр), так и угловыми (градус, угловая минута, секунда) единицами.

Ошибка наведения возникает по нескольким причинам. Так, например, точки старта и цели определяются с некоторыми ошибками. Условия полета ракеты в воздухе могут отличаться от расчетных, в результате чего ракета может отклониться от цели. В полете на ракету действуют различные, не учтенные заранее внешние возмущения. Корпус ракеты изготовляется с определенными пределами точности. Ракета и различные устройства, входящие в систему управления, обладают инерционностью и реагируют на изменения условий движения ракеты с запаздыванием, а также не совсем точно выполняют команды.

Все это приводит к отклонению ракеты от расчетной траектории и к появлению ошибок наведения. Управление ракетой на траектории позволяет значительно уменьшить ошибки наведения и точнее поразить цель.

Величина отклонения ракеты от заданной траектории измеряется аппаратурой управления, установленной на ра-

кете или на командном пункте. Аппаратура управления на основе полученной информации о положении ракеты и цели вырабатывает командные сигналы, которые через специальные приводы воздействуют на органы управления ракеты, изменяя ее траекторию так, чтобы ракета точнее наводилась на цель или двигалась по заданной траектории.

Для изменения направления движения ракет, летящих с большой скоростью в плотных слоях атмосферы, используются элероны, рули высоты и направления. Направление движения ракеты, летящей в разреженных слоях атмосферы или на малой скорости, изменяется газовыми рулями или поворотом двигателя. В зависимости от тактического назначения ракет, характера и удаленности целей ракеты могут управляться различными системами управления: автономными, телеуправления или самонаведения.

Баллистические ракеты, самолеты-снаряды и воздушные торпеды управляются, как правило, автономными системами управления. Однако ракеты этой группы могут управляться и с помощью систем телеуправления. Для наведения на подвижные цели применяются системы телеуправления и самонаведения (на противотанковых, зенитных и авиационных ракетах).

Автономная система управления [5, 6] представляет собой комплекс приборов, которые обеспечивают движение ракеты по заранее заданной (программной) траектории без использования какой-либо энергии, идущей от цели или с командного пункта. Эти приборы позволяют не только удерживать центр тяжести ракеты на программной траектории, но и стабилизировать положение ракеты в полете относительно продольной, поперечной и вертикальной осей. Программа полета такой ракеты рассчитывается заранее и включает в себя следующие параметры: курс, направление оси ракеты относительно горизонта, скорость, высоту, дальность полета и некоторые другие. Эти параметры задаются автономной системе управления перед стартом. После старта ракеты автономная система не позволяет вводить какие-либо изменения в программу полета. В полете автономная система управления непрерывно измеряет отклонение ракеты от траектории, заданной программным устройством, и корректирует направление полета, чтобы как можно точнее вывести ракету в район цели.

Достоинством автономных систем управления считается то, что они конструктивно, как правило, проще систем телеуправления и самонаведения. Автономная система управления обладает практически абсолютной помехозащищенностью, так как такая система управления расположена целиком на ракете и ее работа не зависит от внешних воздействий. Основной недостаток — невозможность наведения ракеты на быстродвижущиеся и маневрирующие цели. Кроме того, автономные системы обладают меньшей точностью по сравнению с системой самонаведения.

Системами телеуправления [5, 6] называют такие системы, в которых ракеты наводятся на цель с командного пункта. В настоящее время существует много систем телеуправления, которые различаются по назначению, конструктивному выполнению, средствам, используемым для передачи командных сигналов, и по системе контроля за полетом ракеты.

В телеуправляемых системах на командном пункте формируются командные сигналы, обладающие тем или иным качеством. С командного пункта (находящегося на земле, корабле, самолете) эти сигналы передаются на ракету. Для выработки команд управления должны быть известны положения как цели, так и ракеты. На основании сопоставления данных о ракете и цели определяется отклонение ракеты от оптимальной траектории полета и вырабатываются соответствующие команды для рулей ракеты, устраняющих это отклонение. Команды передаются на ракету по каналу управления. Для передачи команд управления используют радио-, проводные и оптические линии связи.

Система телеуправления состоит из системы контроля (измерительного комплекса), счетно-решающего устройства, командного блока, линии связи и исполнительного блока. Командный блок располагается на командном пункте, с которого посылаются сигналы на исполнительный блок. Исполнительный блок, находящийся на ракете, принимает командные сигналы, усиливает их и через промежуточные устройства воздействует на органы управления, которые корректируют траекторию и наводят ракету на цель.

Для осуществления телеуправления нужна система контроля, т. е. необходимо знать положение ракеты относительно цели в каждый момент времени. Существуют

следующие системы контроля: радиолокационная, телевизионная и визуальная.

Основным недостатком телеуправления считается то, что с увеличением дальности стрельбы ошибка наведения увеличивается. Другой недостаток — наличие вынесенного с ракеты командного пункта. В процессе управления на командном пункте с помощью системы контроля все время следят за ракетой и целью. На основе полученной информации о взаимном положении ракеты и цели счетно-решающее устройство непрерывно вырабатывает команды управления. Эти команды передаются по линии связи на ракету, но работа линии связи может быть нарушена противником путем создания помех. При уничтожении же противником командного пункта все ракеты, не достигшие цели, теряют управление.

Все эти недостатки не свойственны ракетам, которые управляются системами самонаведения.

2. Принцип действия систем самонаведения

Самонаведение ракеты на цель — это такой метод управления, при котором сигнал управления вырабатывается на ракете в результате использования энергии, излучаемой целью или отраженной от нее [1, 4, 5, 6].

На борту ракеты устанавливается специальная аппаратура управления, с помощью которой ракета сама (отсюда и название — самонаведение) определяет свое положение относительно цели и автоматически наводится на нее.

Однако первоначально цель необходимо обнаружить по каким-либо характерным свойствам, отделив ее от окружающих предметов или, как говорят, от окружающего фона. К таким свойствам может быть отнесена прежде всего способность цели излучать или отражать электромагнитные колебания (радиоволны, видимые световые и невидимые инфракрасные лучи) иначе, чем окружающее ее пространство. Кроме того, цель издает характерные шумы, которые также могут быть использованы для самонаведения ракет.

В зависимости от вида энергии, излучаемой или отражаемой целью, иностранные специалисты подразделяют самонаводящиеся системы на радиотехнические, оптические, инфракрасные (тепловые), акустические и гидроакустические. При управлении ракетой по методу самонаведе-

ния на ее борту устанавливается устройство, автоматически и непрерывно измеряющее координаты ракеты относительно цели и называющееся координатором цели. Чаще всего координатор измеряет угловые отклонения цели от продольной оси ракеты (углы рассогласования), а в некоторых случаях — дальность до цели, скорость изменения дальности и угловую скорость поворота линии ракета — цель. С выхода координатора снимается сигнал ошибки в виде напряжений или токов, зависящих от углов рассогласования.

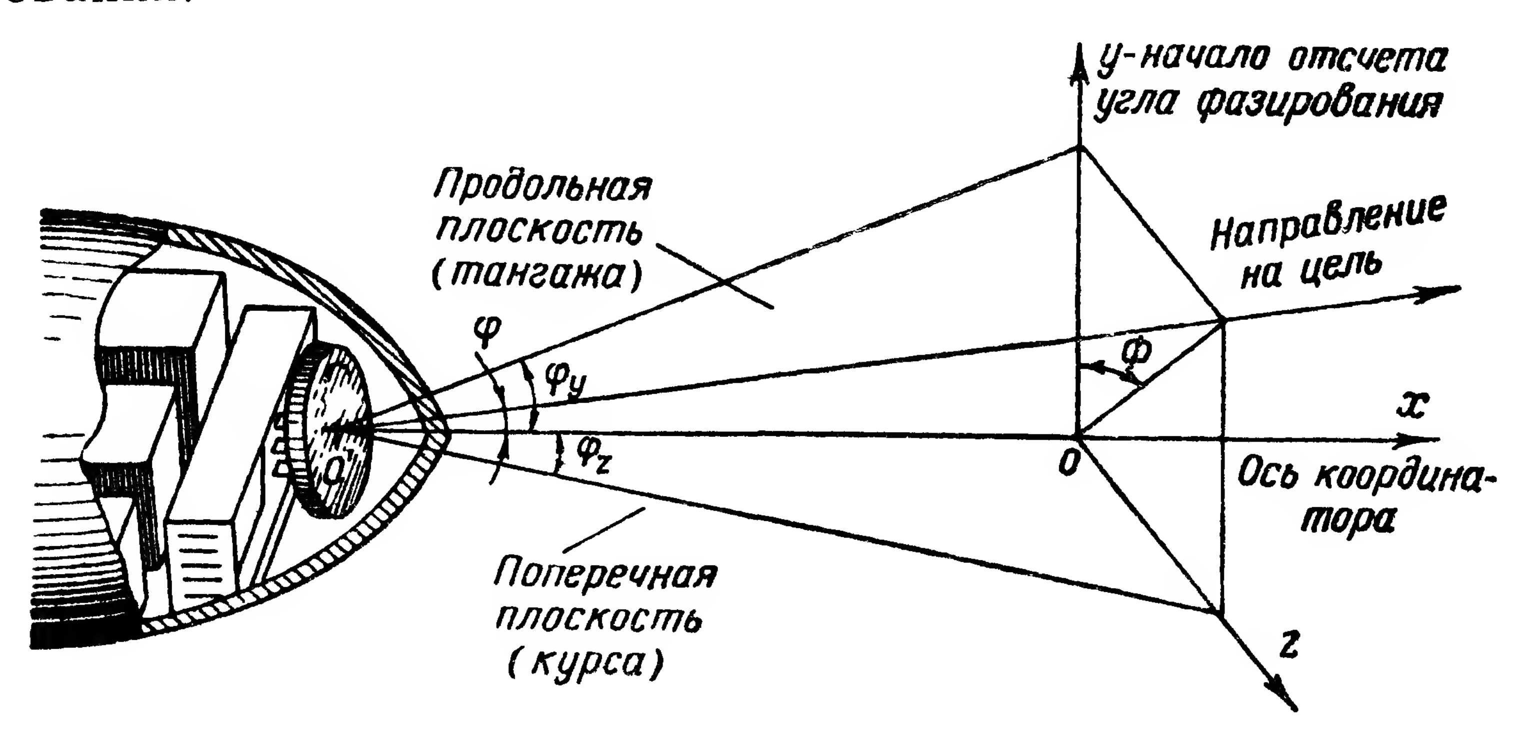


Рис. 1. Системы отсчета для определения направления на цель

Направление на цель (рис. 1) можно определить либо углом рассогласования φ и углом фазирования Φ, либо углами рассогласования φ_y и φ_z.

Координаторы обычно определяют углы рассогласования φ_y и φ_z, причем угол φ_y называется углом рассогласования в продольной плоскости, а угол φ_z — углом рассогласования в поперечной плоскости.

Соответственно с выхода координатора снимают два напряжения: напряжение U_y, пропорциональное углу рассогласования φ_y, и напряжение U_z, пропорциональное углу рассогласования φ_z. Математически эту зависимость напряжений от углов рассогласования можно записать так:

$$U_y = K_1\varphi_y;$$

$$U_z = K_2\varphi_z.$$

Коэффициенты пропорциональности K_1 и K_2 обычно одинаковы. Сигналы ошибки U_y и U_z используются для формирования команд управления соответствующими рулями.

Координатор цели — основной измеритель в системе самонаведения — в простейшем случае (при методе прямого наведения) может устанавливаться так, что его ось совпадает с осью ракеты. Тогда для управления в продольной плоскости используется канал тангажа (высоты), а для управления в поперечной плоскости — канал курса. Сигнал U_y вызывает отклонение руля высоты, а сигнал U_z — отклонение руля направления.

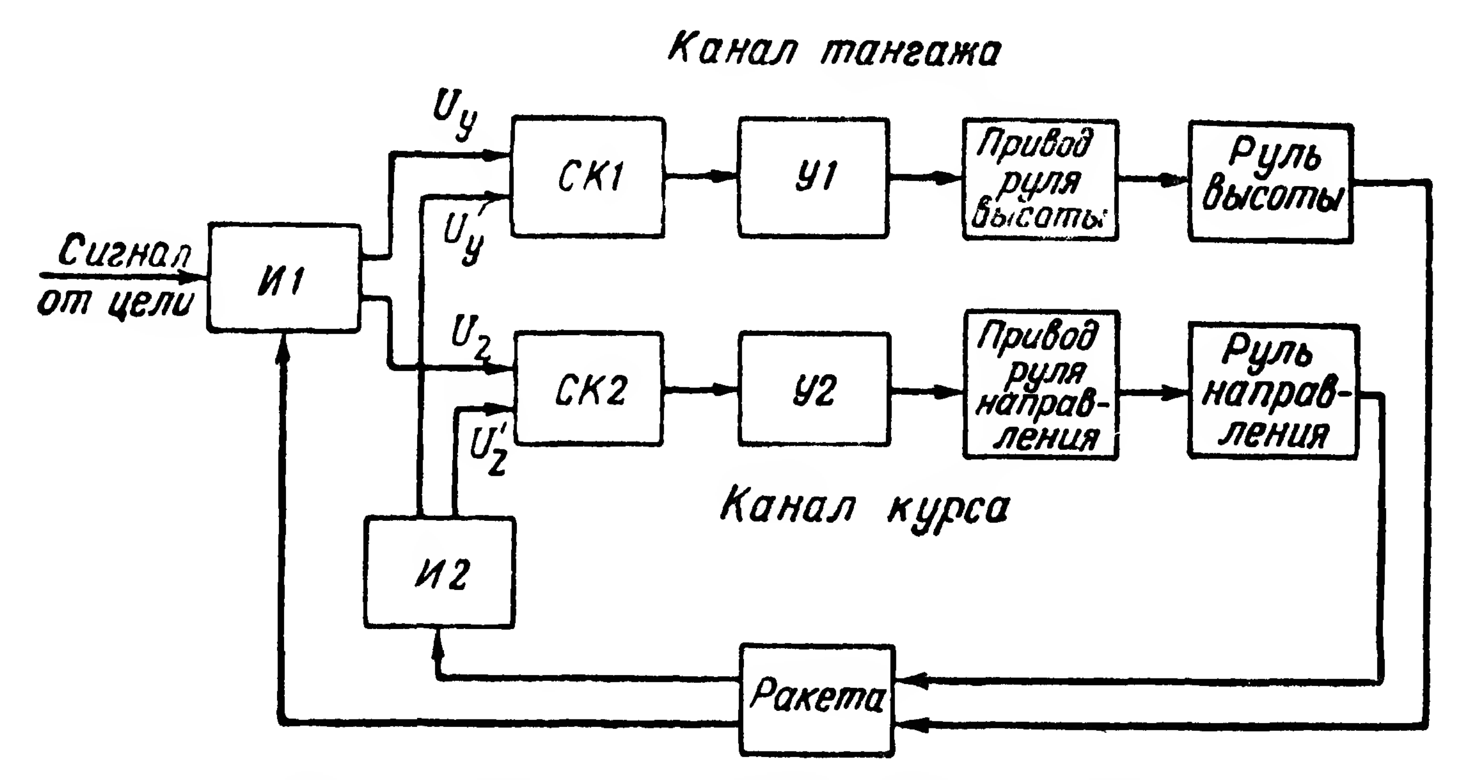


Рис. 2. Блок-схема системы самонаведения

Для повышения точности наведения в состав системы самонаведения, кроме основного измерителя, могут входить и другие, вспомогательные измерители: позиционные, скоростные и ускорительно-скоростные гироскопы, датчики ускорений (акселерометры), датчики углов атаки и некоторые другие.

Вспомогательные измерители повышают точность наведения самонаводящихся ракет. Обычно вспомогательные измерители реагируют не на изменение положения цели, а на изменение положения ракеты, с которой они и связаны. Они лишь уточняют величину команды, выдаваемую основным измерителем — координатором, определяющим работу всей системы самонаведения. Роль координатора при использовании простейшего метода самонаведения (метода прямого наведения) иллюстрируется блок-схемой (рис. 2).

Координатор И1, жестко закрепленный в головной части ракеты, непрерывно принимает сигналы от цели и преобразует их в соответствующие электрические напряжения. Если ось ракеты, с которой в данном случае совпадает

ось координатора, точно направлена на цель, т. е. угол рассогласования $\varphi = 0$, то на выходе координатора напряжения также равны нулю. Если же ось ракеты отклонена от направления на цель, то между осью ракеты и линией ракета — цель образуется угол рассогласования. В соответствии с углом рассогласования на выходе координатора появятся два напряжения U_y и U_z, пропорциональные углам рассогласования в продольной φ_y и поперечной φ_z плоскостях. Величина напряжений характеризует величину отклонения оси ракеты от направления на цель.

Вспомогательные измерители И2 также непрерывно выдают корректирующие напряжения U'_y и U'_z.

Рассматриваемая система самонаведения имеет канал продольного управления (тангажа или высоты) и канал поперечного управления (курса). Оба канала, хотя они и имеют различное назначение, в большинстве систем выполняются одинаково.

Сигналы с основного (И1) и дополнительного (И2) измерителей поступают на суммирующие каскады обоих каналов управления. Напряжения U_y и U'_y поступают на суммирующий каскад (СК1) канала тангажа, а напряжения U_z и U'_z — на суммирующий каскад (СК2) канала курса. В суммирующих каскадах каждого канала эти напряжения суммируются и после усиления в усилителях (У1 и У2) подводятся к приводам рулей высоты и направления. Приводы отклоняют рули. Рули, отклоняясь, создают аэродинамические силы и моменты, которые корректируют направление полета ракеты.

Изменение положения ракеты относительно цели приводит к изменению значения сигнала в координаторе. Новому значению сигнала координатора будут соответствовать другие углы отклонения рулей. Таким образом осуществляется непрерывное корректирование полета ракеты с помощью сигналов, выдаваемых координатором и дополнительными измерителями. В свою очередь величина сигнала зависит от положения цели относительно ракеты и от характера изменения параметров ее движения (курс, тангаж, скорость поворота, скорость, ускорение и другие данные о движении) [1, 4, 6].

При наведении по другим методам (например, стрельба в упрежденную точку) используется более сложная аппаратура. Для решения задачи встречи ракеты с целью прибегают к помощи специальных счетно-решающих прибо-

ров. Однако основным измерителем в системах самонаведения различных типов остается координатор.

Система самонаведения отличается от системы телеуправления полной автономностью. Кроме того, она обеспечивает бо́льшую точность наведения, чем автономная и телеуправляемая системы. Однако система самонаведения имеет небольшую дальность действия, что считается существенным ее недостатком. Особенность системы самонаведения в том, что абсолютные ошибки в определении взаимного положения ракеты и цели уменьшаются с уменьшением расстояния между ракетой и целью. Отмечают, что система самонаведения может применяться в качестве основной на зенитных, противотанковых и авиационных ракетах и в качестве дополнительной на самолетах-снарядах и антиракетах.

3. Цель как источник командных сигналов систем самонаведения

Для обеспечения нормальной работы система самонаведения должна обнаружить цель или, точнее, выделить ее. Для этого необходимо, чтобы цель отличалась какими-либо свойствами от окружающего ее пространства — фона. Вообще самонаведение ракеты на цель возможно потому, что цель излучает или хорошо отражает какую-либо энергию, которую можно принять приемным устройством на ракете. В настоящее время за рубежом для самонаведения нашли широкое применение радиоволны, инфракрасное излучение (тепло), световое излучение и звук (в воздухе и воде).

Многие важные в военном отношении объекты или являются источниками электромагнитного излучения, или хорошо отражают радиоволны. К объектам, имеющим собственное радиоизлучение, относятся радиолокационные и радиосвязные станции различного назначения, станции орудийной наводки, посты наведения зенитных ракет, радиомаяки аэродромов и другие радиотехнические средства.

К объектам, хорошо отражающим радиоволны, относятся все цели, имеющие металлические конструкции, например, самолеты, корабли и ракеты различного назначения, железнодорожные мосты, промышленные предприятия. Для пеленгования таких целей, имеющих радиолокационный контраст на окружающем фоне, их нужно облучать

радиоволнами. Для радиооблучения целей должен быть установлен специальный передатчик.

Местоположение таких целей относительно ракеты может быть определено с помощью приемной антенны направленного действия.

Системы самонаведения, использующие тепловой контраст цели, называют инфракрасными системами самонаведения. Источниками инфракрасного (теплового) излучения являются цели, имеющие нагретые части,— реактивные самолеты и ракеты, корабли и танки, металлургические и коксохимические заводы, тепловые электростанции, домны. Большое количество тепла излучает головка баллистической ракеты, нагревающаяся при полете с большой скоростью в плотных слоях атмосферы.

Основным источником теплового излучения самолета является реактивный двигатель, отдельные элементы которого и выбрасываемые из сопла газы имеют высокую температуру; но реактивный самолет излучает тепло не во все стороны равномерно. Интенсивное излучение наблюдается лишь в направлении истечения газовой струи, а в других направлениях, и особенно в переднюю полусферу, — незначительное, и это ограничивает возможность атаки самолетов самонаводящимися ракетами с тепловыми головками наведения на встречных курсах. На кораблях тепловые лучи излучают трубы и отдельные части палубы в местах расположения силовых установок, на теплоэлектростанциях и заводах — трубы и силовые установки. Следует помнить, что некоторое количество тепла излучает пространство, в котором находится цель.

Дальность действия инфракрасных систем самонаведения увеличивается, и эффективность их повышается при увеличении контрастности теплового излучения цели. Так, ночью цели более контрастны, чем днем.

Контрастность теплового излучения определяется разностью энергии излучения цели и окружающего фона. Для надежной работы координатора необходимо, чтобы сигнал от цели в несколько раз превышал сигнал фона.

Тепловое излучение воспринимается устройствами, в состав которых входят чувствительные элементы, реагирующие на инфракрасное излучение. Устройства, которые после обнаружения цели с тепловым излучением продолжают следить за ней и непрерывно определяют направление на цель, называют тепловыми координаторами.

Дальность действия инфракрасных систем самонаведения зависит от температуры и площади излучающей поверхности цели и фона, чувствительности приемного устройства и метеорологических условий. Дальность действия колеблется от нескольких километров до десятка километров. Она резко уменьшается при наличии в атмосфере осадков.

Некоторые объекты и сооружения отражают, поглощают или излучают видимые световые лучи иначе, чем окружающий их фон. Проще говоря, они хорошо видимы. Хорошо отражают солнечный, лунный или искусственный свет корабли на фоне моря, самолеты на фоне безоблачного неба, взлетно-посадочные бетонированные полосы стационарных аэродромов, шоссейные дороги и автострады, мосты на фоне рек.

Собственное световое излучение имеют прожекторы, работающие ракетные двигатели, раскаленные тела, бортовые огни кораблей, специальные осветительные огни и т. п.

Световой контраст используют для пеленгования целей в оптических системах самонаведения. Основным измерителем оптической системы самонаведения, реагирующим на световой контраст цели, является оптический координатор. В таком координаторе имеется чувствительный элемент, регистрирующий наличие источника видимых лучей (цели). Наиболее простыми чувствительными элементами, или индикаторами, оптической системы самонаведения являются различного вида фотоэлементы. Дальность действия оптического координатора зависит от контрастных свойств цели, времени суток, погоды и колеблется от нескольких сотен метров до нескольких километров.

Некоторые цели являются мощными источниками звука. Звуковые волны излучают самолеты вследствие взаимодействия фюзеляжа с атмосферой и работы двигателя, корабли — за счет работы силовых установок и винта, танки и самоходные орудия — в результате работы двигателей и ходовой части.

Звуковое самонаведение ракет по самолетам в настоящее время не применяется. Современные военные самолеты летают со сверхзвуковыми скоростями, а это означает, что атаковать самолет спереди невозможно, так как самолет сблизится с ракетой раньше, чем исходящий от самолета звук. Большие трудности представляет и атака сзади, так как, пока звук дойдет до ракеты, самолет уле-

тит на большое расстояние. Корабли и танки имеют гораздо меньшие скорости, следовательно, звуковое самонаведение на эти объекты может успешно применяться.

Системы самонаведения, построенные на принципе улавливания звука от цели, называют акустическими системами самонаведения.

Таким образом, в зависимости от вида энергии, которая создает контрастность цели, системы самонаведения делят на радиотехнические, инфракрасные (тепловые), звуковые и оптические. Каждая из этих систем самонаведения, используя соответствующий вид энергии, излучаемой целью, может быть активной, полуактивной или пассивной.

4. Активное, полуактивное и пассивное самонаведение

Активное самонаведение. Под активным самонаведением понимают такую систему управления, в которой источник энергии, облучающий цель, и приемник отраженной от цели энергии размещаются на ракете (рис. 3).

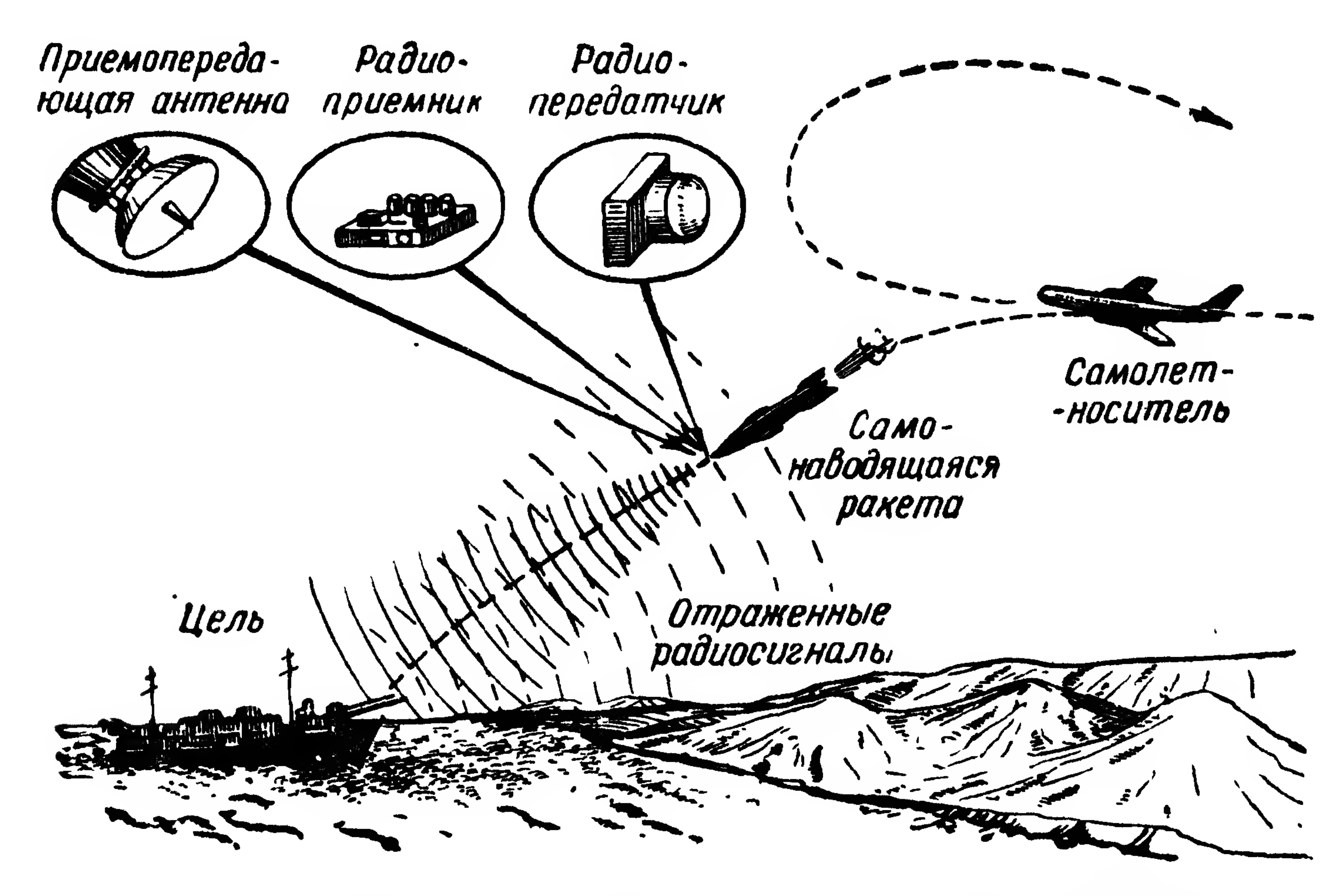


Рис. 3. Пояснение принципа активного самонаведения

Энергия, которой облучают цель, может быть в виде радио-, световых, инфракрасных или звуковых волн. Однако широко применяется лишь радиолокационное активное самонаведение. Другие виды активного самонаведения из-за малой дальности действия не применяются.

Комплект бортовой аппаратуры при активном радиолокационном самонаведении состоит из радиолокационного передатчика, приемника, антенной системы (чаще всего общей и для передатчика и для приемника), счетно-решающего устройства для формирования сигнала управления, усилителей команд и приводов рулей.

Активное самонаведение осуществляется следующим образом. При пуске ракеты антенная система излучает в направлении цели радиоволны, которые, отразившись от цели, принимаются приемником радиолокационного координатора. Происходит непрерывное и автоматическое измерение текущих координат цели относительно ракеты. Счетно-решающее устройство по текущим координатам определяет положение цели относительно ракеты и вырабатывает такие сигналы управления (команды) для поворота рулей управления, которые обеспечивают полет ракеты в точку встречи с целью. Таким образом, ракета автоматически наводится на цель.

Ракета, оборудованная активной системой самонаведения, в полете совершенно автономна, для ее наведения не требуется внешних источников энергии, облучающих цель: Достоинством активного самонаведения является и то, что самолет, выпустивший ракету, может сразу же после пуска выйти из опасной зоны. Основным недостатком активного самонаведения считают большой вес сложной и громоздкой бортовой аппаратуры.

Самой крупной и тяжелой частью бортовой аппаратуры является передатчик. С увеличением мощности передатчика сильно возрастают размеры и вес бортовой аппаратуры, поэтому, хотя теоретически активное самонаведение может происходить с больших расстояний, на практике дальность действия его не превышает нескольких десятков километров.

Полуактивное самонаведение. Под полуактивным самонаведением понимают такую систему управления, когда цель облучается источником энергии, установленным вне ракеты, а отраженная от цели энергия принимается приемником ракеты. Источник энергии, облучающий цель, может быть расположен на земле, на корабле или на самолете (рис. 4). Для облучения цели при полуактивном самонаведении могут использоваться не только радиоволны, но и световые или инфракрасные лучи.

Комплект бортовой аппаратуры при полуактивном самонаведении состоит из приемной антенны (линзы),

приемника, счетно-решающего устройства, усилителей и приводов рулей.

Антенна координатора принимает, а приемник усиливает отраженную от цели энергию. На ракете непрерывно определяются текущие координаты цели относительно ракеты. Счетно-решающее устройство по координатам цели

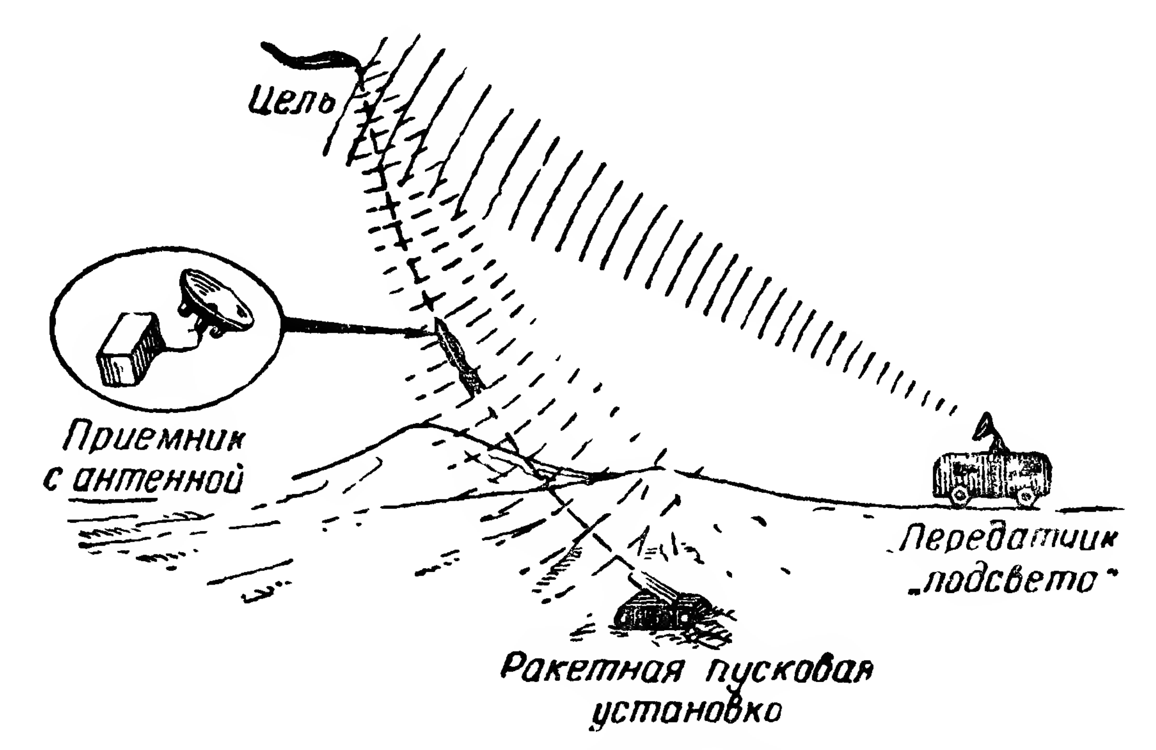


Рис. 4. Пояснение принципа полуактивного самонаведения

вырабатывает сигналы управления. Приводы рулей автоматически выполняют команды, поступающие от счетно-решающего устройства, и перемещают рули ракеты так, чтобы вывести ее в точку встречи с целью.

Принципиальное отличие полуактивного самонаведения от активного состоит в том, что источник облучения помещается не на ракете, а вне ее. Если в качестве источника облучения используется радиолокатор, сопровождающий цель, то сигнал, отраженный от цели, используется одновременно радиолокатором и полуактивной головкой самонаведения. Такой радиолокатор облучения, находящийся вне ракеты, может облучать цель значительно интенсивнее, чем при активном самонаведении, так как он может быть более мощным и иметь большую антенну, концентрирующую энергию в узконаправленном луче. Поэтому дальность действия полуактивных систем самонаведения больше, чем у активных систем. Кроме того, бортовая аппаратура ракеты полуактивной системы легче и проще, чем активной. Вследствие этого полуактивные системы самонаведения получили более широкое распространение.

Пассивное самонаведение. Под пассивным самонаведением понимают такую систему управления, в которой

приемник, установленный на ракете, использует энергию, излучаемую самой целью (рис. 5). Основное отличие пассивной системы от активной и полуактивной заключается в том, что никаких источников для облучения цели не требуется. Бортовая аппаратура наведения в этом случае может быть точно такой же, как и в полуактивной системе наведения.

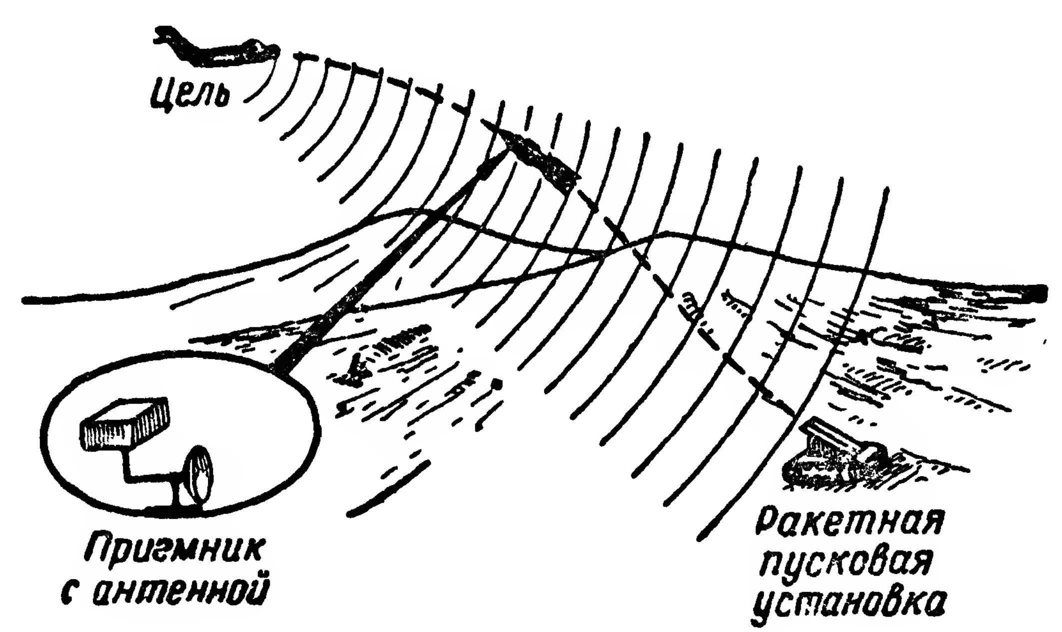


Рис. 5. Пояснение принципа пассивного самонаведения

Разработаны координаторы, улавливающие энергию как тепловых (инфракрасных), так и световых, звуковых и радиоволн [8, 26].

Преимущество пассивного самонаведения заключается в относительной простоте аппаратуры наведения. Недостатком является зависимость наведения от мощности и направленности излучения цели. Кроме того, при прекращении излучения цели система не может продолжать наведение.

В настоящее время широкое распространение получила инфракрасная пассивная система самонаведения.

II. МЕТОДЫ НАВЕДЕНИЯ

Основной задачей системы самонаведения считают обеспечение попадания ракеты в цель или перехват цели с минимальным промахом. Поскольку ракета управляемая и есть возможность изменять траекторию полета ракеты сразу же после пуска, то в принципе возможно бесчисленное множество траекторий, при движении по которым самонаводящаяся ракета поразит цель. Однако практически стараются выбрать ту из них, которая при данных условиях стрельбы обеспечивает надежное поражение цели.

Поэтому независимо от принципа управления и его технического осуществления в основу работы системы самонаведения ракеты должно быть положено некоторое условие, определенная закономерность, выполняя которую система самонаведения осуществит наведение ракеты.

Условие, положенное в основу работы системы самонаведения, называется методом наведения. Метод наведения определяет теоретическую траекторию ракеты. Выбранный метод наведения осуществляется, как правило, с помощью счетно-решающего прибора (СРП), который получает информацию об относительном положении ракеты и цели, о скоростях и направлении их движения. На основании этой информации СРП вычисляет желаемую траекторию движения ракеты и наивыгоднейшую точку встречи ее с целью. Результат вычислений преобразуется в управляющие команды, поступающие на рули. Рули, отклоняясь, управляют ракетой по заданному закону.

Информация, поступающая в СРП в виде напряжений, содержит в простейшем случае значения углов. Однако в большинстве случаев эти данные дополняются сведениями об угловых скоростях и о дальностях. Вычислительные операции, производимые счетно-решающим прибором, различны для различных методов наведения при одинаковом начальном положении ракеты и цели. При различных методах наведения будут отличаться друг от друга и траектории наведения.

Существует несколько методов наведения ракет на цель, каждому из которых свойственна своя, характерная для него траектория полета ракеты. Любая траектория полета с допустимыми погрешностями может быть записана математически. Поскольку точные математические выражения, характеризующие траекторию полета ракеты, являются сложными и зависят от многих факторов, часто для характеристики метода наведения пользуются упрощенными уравнениями.

Основные методы наведения ракет на движущуюся цель следующие.

1. Метод прямого наведения.
2. Наведение по кривой погони.
3. Наведение с постоянным углом упреждения.
4. Метод наведения с последовательным (непрерывным) упреждением.

1. Метод прямого наведения

Для самонаводящихся ракет наиболее простым является метод прямого наведения. Сущность его состоит в том, что в процессе наведения продольная ось ракеты непрерывно направлена на цель.

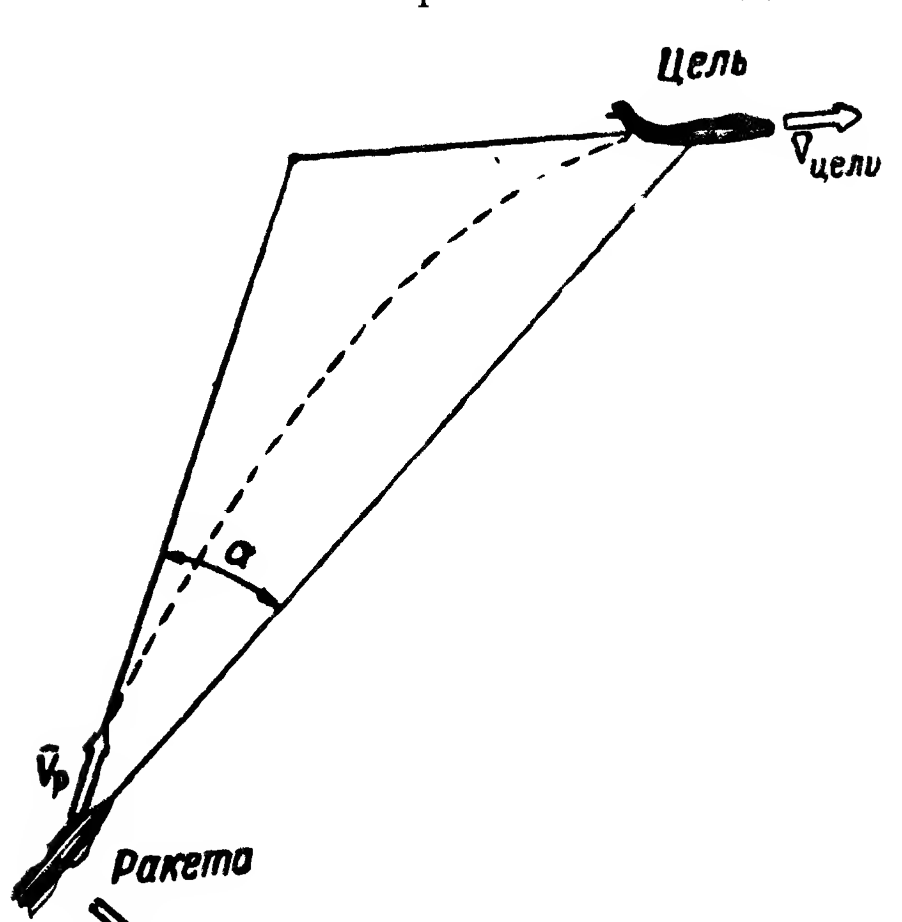


Рис. 6. К методу прямого наведения

В этом случае координатор цели устанавливается на ракете неподвижно, оси ракеты и координатора совпадают. Угол рассогласования φ есть угол между продольной осью ракеты и направлением на цель. Если ось ракеты направлена на цель, угол рассогласования равен нулю ($\varphi = 0$).

Поскольку цель движется, то ракета должна поворачиваться за целью, и ее траектория искривляется. Для изменения направления полета ракеты к ней должна быть приложена управляющая сила $\bar{Y}$ (рис. 6).

Для создания управляющей силы необходим угол атаки α (угол между продольной осью ракеты и вектором скорости $\bar{V}_р$). Из рисунка видно, что вектор скорости не совпадает с направлением ракета — цель, т. е. направление движения ракеты отстает от направления ракета — цель. При изменении направления движения цели вектор скорости при таком методе наведения во всех случаях будет отставать от направления ракета — цель на угол α. Следовательно, ракета не только не пойдет наперерез цели, но будет все время направлена в некоторую точку позади цели. Кроме того, при использовании метода прямого наведения движение ракеты происходит по сильно искривленной траектории.

Метод прямого наведения может быть успешно применен только для наведения ракеты на неподвижную цель, например в управляемых бомбах и самолетах-снарядах, или на цель, скорость которой во много раз меньше скорости ракеты. При этом необходимо, чтобы угол атаки α был минимальным, т. е. чтобы направление продольной оси ракеты как можно точнее совпадало с направлением вектора скорости ракеты.

Несколько улучшить метод прямого наведения можно, если направить на цель не ось ракеты, а вектор ее скорости. Получим новый метод наведения, который носит название метода погони.

2. Метод наведения по кривой погони

Метод наведения по кривой погони также является простейшим методом наведения. Характерным для этого метода является то, что вектор скорости $\bar{V}_р$ ракеты в каждый момент времени точно совпадает с направлением на цель. Боковой снос и угол атаки α при таком методе учитываются и не уменьшают точности наведения. Метод основан на поддержании равенства нулю угла упреждения Ψ (угол между вектором скорости ракеты $\bar{V}_р$ и направлением ракета — цель, рис. 7).

Следовательно, для наведения по кривой погони аппаратура управления должна измерять угол Ψ и вырабатывать команды на рули в соответствии с величиной и знаком этого угла.

Направление r ракета — цель при самонаведении определяется весьма просто, так как самонаведение как раз и основано на использовании энергии, идущей от цели по

этому направлению. Направление на цель определяется координатором, установленным на ракете.

Для того чтобы самонаводящаяся ракета летела все время в направлении на цель, нужно, чтобы ось координатора была совмещена с вектором скорости. Этого можно достигнуть, если координатор на ракете разворачивать все

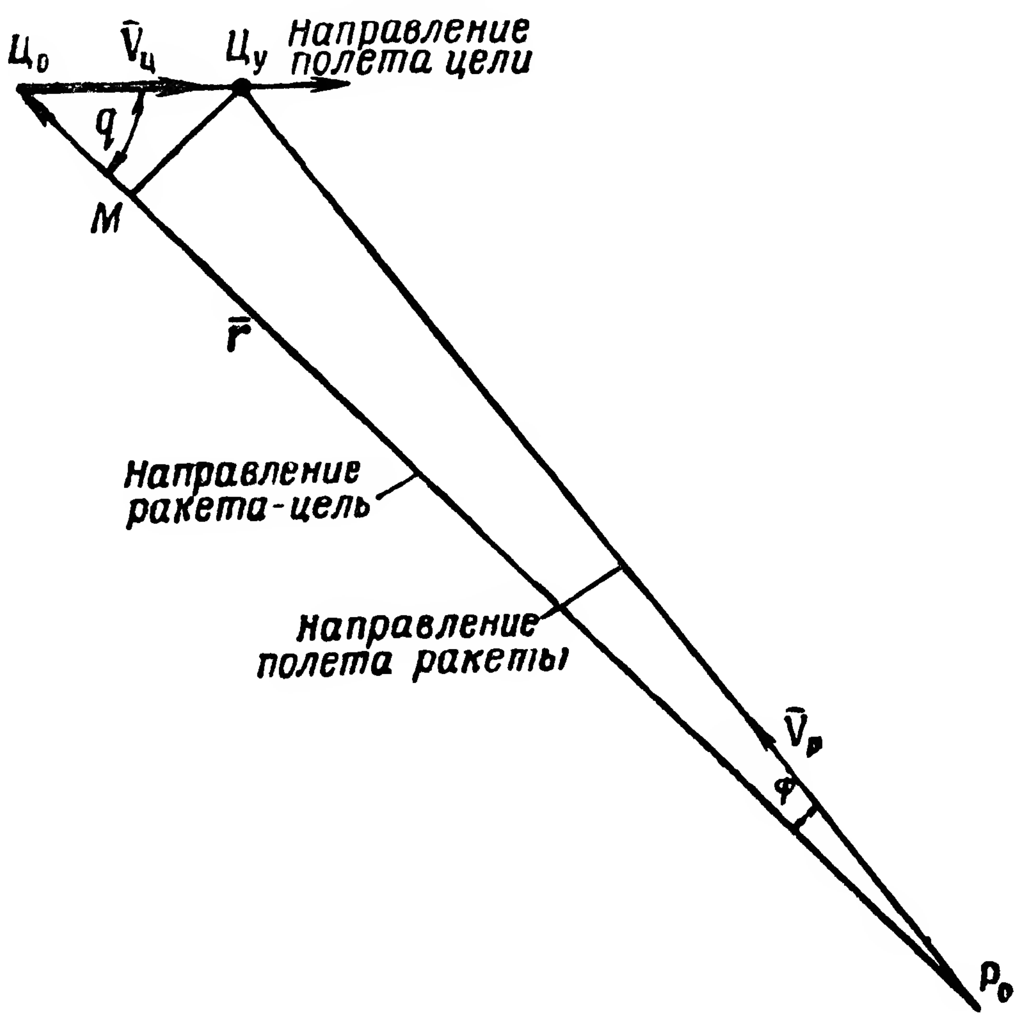


Рис. 7. К расчету угла упреждения:
$Ц_у$ — упрежденная точка встречи; ψ — угол упреждения; q — курсовой угол

время по воздушному потоку, т. е. совмещать с направлением скорости.

Ракета, наводящаяся по методу погони на воздушную цель, независимо от своего положения относительно цели в момент пуска всегда стремится выйти на одно и то же направление — строго в хвост цели.

Траектория полета ракеты при этом искривлена и имеет наибольшую кривизну в районе цели. Чем больше искривлена траектория, по которой должна лететь ракета, тем большая управляющая сила потребуется для ее поворота. А так как величина управляющей силы ограничена и не может быть достаточно большой, то, следовательно, больше будет промах ракеты.

При конструировании ракет стремятся к тому, чтобы ракеты подходили к цели по плавным траекториям. При этом ракеты можно сделать менее прочными и промахи будут меньше.

Метод наведения по кривой погони напоминает погоню собаки за зайцем, поэтому в литературе можно встретить и другое название этого метода — наведение по кривой преследования или по «собачьей кривой» *.

При этом методе следует иметь в виду два возможных случая: преследование удаляющейся цели (на попутных курсах, рис. 8, *а*) и преследование приближающейся цели (на встречно-пересекающихся курсах, рис. 8, *б*).

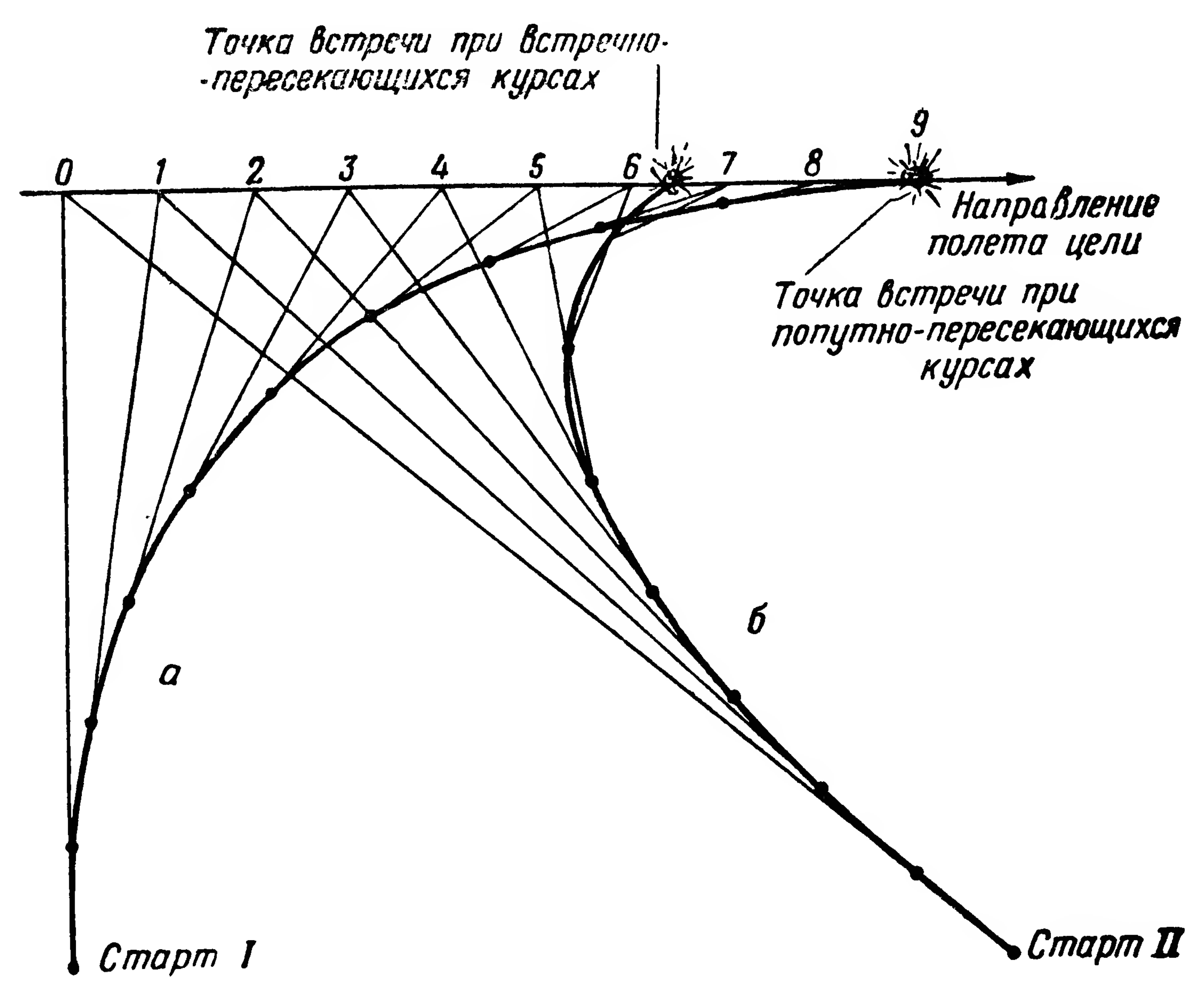


Рис. 8. Кривые погони при попутно- и встречно-пересекающихся курсах

Как видно из рисунка, траектория ракеты сильно искривлена, особенно при встречно-пересекающихся курсах.

В первом случае (рис. 8, *а*), если ракета имеет достаточную дальность полета и скорость бóльшую, чем скорость цели, она может поразить цель.

Во втором случае (рис. 8, *б*) по мере приближения ракеты к цели резко возрастает скорость поворота ракеты. Так, при отношении скоростей $\frac{V_р}{V_ц} = 2$ даже при нема-

---

* Этот термин получил широкое распространение, так как считают, что собака преследует зайца в том направлении, в каком она его видит в данный момент времени. В последующем собака исправляет направление своего бега.

неврирующей цели для осуществления такого резкого поворота требуется управляющая сила, в 40—60 раз большая, чем вес ракеты. Такую нагрузку не в состоянии выдержать корпус ракеты, и она в этом случае просто сломалась бы. Но в действительности управляющая сила, создаваемая рулями ракеты, обычно в несколько раз меньше из-за малой площади рулей. Следовательно, может наступить такой момент, когда руль ракеты отклонится до упора, но величина возникающей при этом максимальной управляющей силы окажется недостаточной для требуемого изменения направления движения.

Начиная с этого момента ракета станет двигаться по окружности минимального радиуса, которая соответствует предельной управляющей силе. Наведение ракеты прекратится, поскольку она не будет успевать разворачиваться за целью. Цель через некоторое время выйдет из поля зрения координатора, после чего о наведении ракеты уже не может быть и речи. Поэтому данный метод, несмотря на его кажущуюся простоту, практически почти не применяется для перехвата воздушных целей. Он может быть использован в основном для управления самонаводящимися бомбами и торпедами [6].

Для надежного поражения цели необходимо выбирать такие методы наведения, использование которых не требует высоких нагрузок на ракету даже при самых неблагоприятных условиях стрельбы.

3. Метод наведения с постоянным углом упреждения

Метод прямого наведения и метод погони используются на ракетах, предназначенных для поражения неподвижных или тихоходных целей. Аппаратура наведения по этим методам проста, надежна, компактна и относительно дешева. Но при стрельбе по высокоскоростным целям эти методы не применяют, так как они дают недопустимо большие промахи.

Более совершенным методом наведения, значительно повышающим вероятность поражения цели, считают метод наведения с постоянным углом упреждения.

Под методом наведения с постоянным углом упреждения понимают метод, при котором угол упреждения Ψ в течение всего полета ракеты поддерживается постоянным и неизменным:

$$\Psi = \Psi_н = \text{const} \text{ (т. е. постоянной величине)},$$

где $\Psi_н$ — угол упреждения, установленный в начале наведения.

Если при прямом наведении вектор скорости $\overline{V}_р$ отстает от направления ракета — цель и угол упреждения Ψ отрицателен, а при использовании метода погони вектор скорости $\overline{V}_р$ совпадает с направлением ракеты — цель и угол упреждения $\Psi = 0$, то метод наведения с постоянным углом упреждения основан на использовании положительного угла упреждения. Ракета в этом случае движется наперерез цели в упрежденную точку встречи с некоторым постоянным углом упреждения, зависящим от скорости и направления движения цели в момент пуска ракеты.

Допустим, что цель летит прямолинейно и равномерно (рис. 7), а ось ракеты в момент старта смещена относительно направления ракета — цель $P_0Ц_0$ на угол упреждения Ψ с таким расчетом, чтобы при прямолинейном полете ракеты цель была поражена в некоторой точке упреждения $Ц_у$. При этом очевидно, что время полета ракеты и цели до момента встречи одинаково:

$$t_ц = t_р; \; t_ц = \frac{Ц_0Ц_у}{V_ц}; \; t_р = \frac{P_0Ц_у}{V_р}.$$

Следовательно, условие упреждения принимает вид

$$\frac{Ц_0Ц_у}{V_ц} = \frac{P_0Ц_у}{V_р} \text{ или далее } \frac{Ц_0Ц_у}{P_0Ц_у} = \frac{V_ц}{V_р}.$$

Из рис. 7 следует, что

$$Ц_уM = Ц_0Ц_у \sin q = P_0Ц_у \sin \psi.$$

Тогда требуемый угол упреждения можно вычислить по формуле

$$\sin \psi = \frac{Ц_0Ц_у}{P_0Ц_у} \sin q = \frac{V_ц}{V_р} \sin q.$$

Если в течение всего полета выполняется равенство $\Psi = \Psi_н = \text{const}$, то ракета будет двигаться по прямой в упрежденную точку встречи $Ц_у$.

В этом случае используют аппаратуру наведения метода погони, но перед пуском ракеты ось координатора разворачивают на заранее рассчитанный угол упреждения в сторону, противоположную движению цели.

Обычно величину угла упреждения Ψ определяют счетно-решающие приборы, установленные вне ракеты (на земле, корабле, самолете). Перед стартом ракеты в счетно-решающий прибор автоматически вводятся скорость цели $V_{ц}$, направление движения цели (угол q) и средняя скорость движения ракеты, которая с достаточной точностью известна заранее. В момент старта, когда цель находится в точке $Ц_0$, координатор поворачивается относительно оси ракеты на рассчитанный угол упреждения Ψ, после чего ракета стартует. Из рис. 9 следует, что в процессе наве-

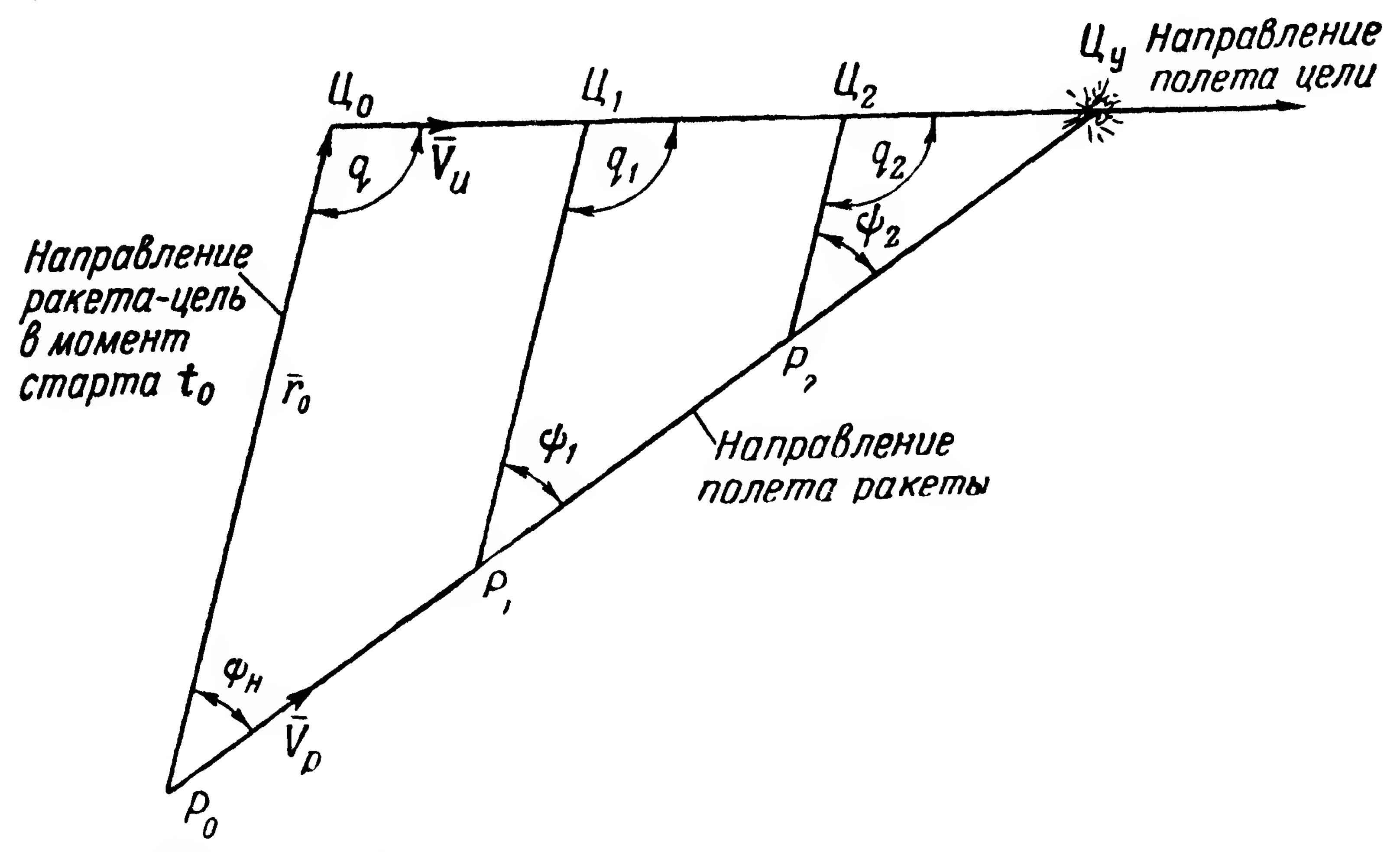


Рис. 9. К методу наведения с постоянным углом упреждения

дения линия ракета — цель будет перемещаться параллельно своему первоначальному положению $P_0Ц_0$. Если цель сохраняет неизменными скорость и направление полета, то траекторией ракеты будет прямая $P_0Ц_у$.

При случайном отклонении ракеты от линии $P_0Ц_у$ ось координатора также отклонится от линии ракета — цель. Антенна координатора уже не будет точно направлена на цель, появится угол рассогласования. Аппаратура наведения сконструирована так, что в этом случае возникнет управляющее напряжение, которое отклонит рули ракеты в нужную сторону. В результате рули повернут ракету таким образом, чтобы свести угол рассогласования к нулю, т. е. возвратить ракету на расчетную траекторию.

Обычно углы рассогласования между осью антенны координатора и направлением $P_0Ц_0$ невелики. Для устра-

нения подобных рассогласований требуются небольшие управляющие силы, а значит, несущие поверхности ракеты (рули и крылья) можно существенно уменьшить. Поскольку траектория ракеты имеет небольшую кривизну, то ошибки наведения невелики. Ракета не испытывает больших нагрузок, поэтому она может быть сделана менее прочной, т. е. более легкой. Метод постоянного упреждения имеет еще одно достоинство. Вследствие того что ось координатора всегда стремится быть направленной на цель, небольшие изменения величины скорости цели не приводят к потере цели.

Правда, траектория движения ракеты при этом искривляется, но ошибки наведения увеличиваются незначительно. Метод наведения с постоянным углом упреждения не может быть использован против высокоманевренных целей, резко меняющих скорость и направление полета. Так, если за время полета ракеты цель повернется более чем на 90°, то угол упреждения станет отрицательным и цель не будет поражена.

Из зарубежных источников следует, что данный метод наведения не решает полностью задачи уничтожения воздушного противника, поскольку цель после пуска ракеты может путем маневра привести к промаху. Действительно, если величина $\frac{V_ц}{V_р} \sin q$ будет заметно меняться в процессе полета, то угол упреждения Ψ будет меняться в значительных пределах и отличаться от необходимого угла упреждения $\Psi_н$. Это приведет к искривлению траектории ракеты и ошибкам наведения. Поэтому метод постоянного угла упреждения не нашел широкого применения.

Теоретически одним из лучших методов наведения считается такой метод, когда вектор скорости ракеты в любой момент времени направлен в соответствующую «мгновенную» упрежденную точку встречи.

Мгновенной упрежденной точкой встречи называют точку, в которой ракета встретилась бы с целью, если они начиная с данного момента времени летели прямолинейно и равномерно. Такой метод называют методом наведения с последовательным (непрерывным) упреждением.

4. Метод наведения с последовательным (непрерывным) упреждением

Методом наведения с последовательным (непрерывным) упреждением называется такой метод, при котором

в любой момент времени вектор скорости ракеты $\overline{V}_р$ направлен в упрежденную точку встречи ($Ц_у$), соответствующую данному моменту времени. Этот метод также предусматривает полет ракеты в упрежденную точку встречи, но отличается от предыдущего тем, что угол упреждения в процессе полета ракеты будет автоматически изменяться в зависимости от маневра цели. Для того чтобы ракета наводилась в упрежденную точку встречи с целью при любых маневрах последней, необходимо менять угол упреждения Ψ. Для этого необходимо счетно-решающий прибор установить на ракете.

Будем считать, что в формуле угла упреждения

$$\sin\psi = \frac{V_ц}{V_р}\sin q$$

величины $V_ц$ и q непрерывно меняются, что соответствует маневру цели по скорости и направлению. Очевидно, непрерывно будет меняться и необходимый угол упреждения, принимая в каждый момент времени какое-то значение. Из формулы угла упреждения легко получить равенство

$$V_р \sin\psi = V_ц \sin q.$$

Если в процессе наведения ракеты непрерывно будет выполняться записанное равенство (даже при изменении скорости и направления движения цели), то угол упреждения в каждый момент времени окажется равным потребному мгновенному значению.

Левая часть равенства $V_р \sin\Psi$ — не что иное, как проекция вектора скорости ракеты на перпендикуляр к линии ракета — цель (рис. 10), а правая $V_ц \sin q$ — проекция вектора скорости цели на тот же перпендикуляр.

Таким образом, для того чтобы угол упреждения Ψ в каждый момент времени был равен потребному значению угла упреждения (другими словами, чтобы вектор скорости ракеты в любой момент времени был направлен в мгновенную упрежденную точку), необходимо равенство проекций векторов на перпендикуляр к линии ракета — цель. Но это означает, что в процессе наведения линия ракета — цель перемещается параллельно своему первоначальному положению, не изменяя направления (не вращается) в пространстве. Ввиду этого такой метод еще называют методом параллельного сближения.

В системах самонаведения такой метод обеспечивается установкой координатора на подвижной платформе (стабилизированной в пространстве с помощью свободного ги-

роскопа), направление оси которой совпадает с направлением оси координатора. До пуска ракеты ось координатора совмещается с линией ракета — цель $P_0Ц_0$ (направляется на цель), составляя с осью ракеты угол, равный расчетному углу упреждения. Перед сходом ракеты с пусковой установки гироскоп разарретируется. Ось коорди-

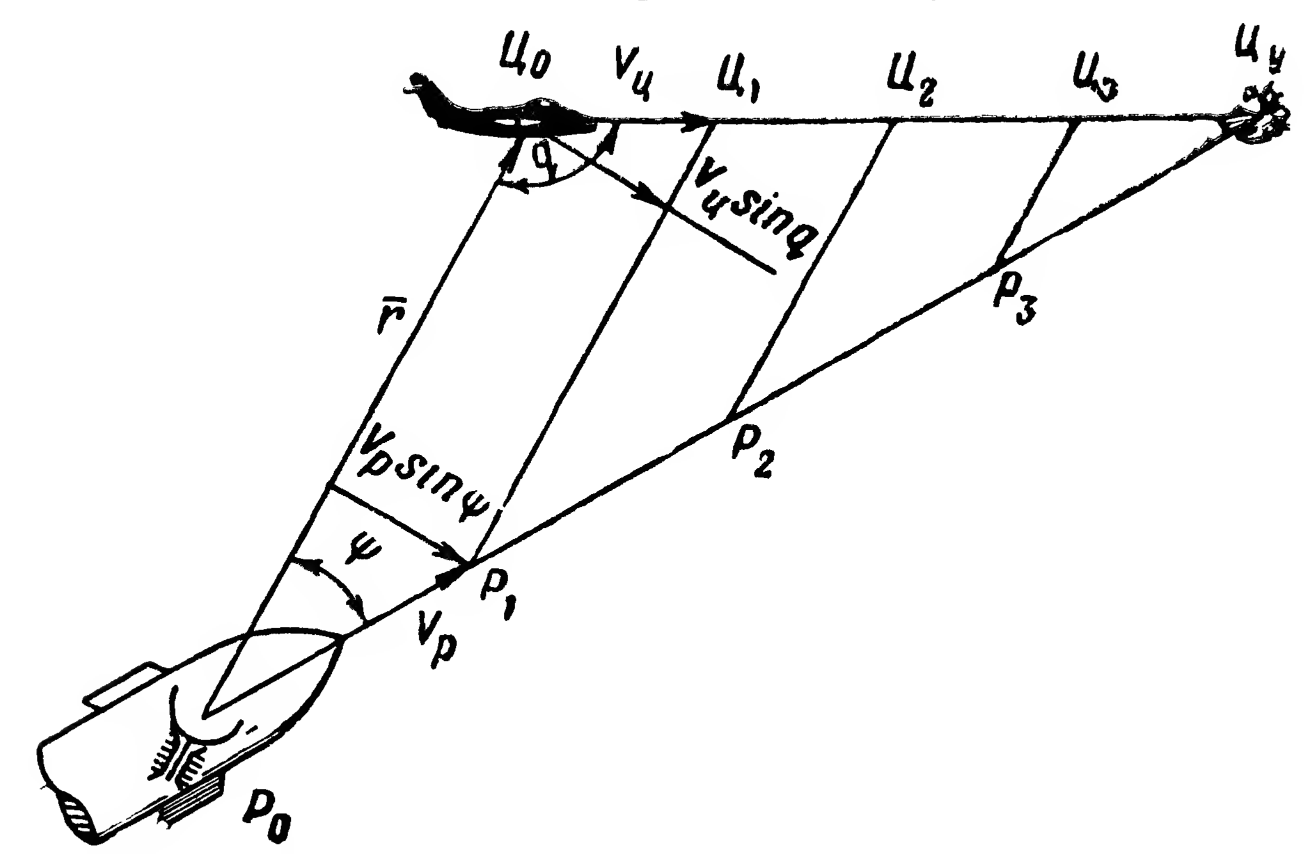


Рис. 10. К методу наведения с последовательным упреждением

натора, сохраняя неизменное положение в пространстве, будет перемещаться параллельно самой себе, образуя с направлением скорости некоторый постоянный угол упреждения. Если цель изменит скорость и направление движения, то сигнал с координатора, пропорциональный углу рассогласования, поступит в счетно-решающее устройство, которое вычислит новый угол упреждения, соответствующий данной скорости и направлению. Одновременно корректируется и положение стабилизированной гироскопом площадки с установленным на ней координатором.

Со счетно-решающего устройства на рули ракеты подается сигнал, пропорциональный углу рассогласования, и ракета поворачивается так, что наводится в мгновенную точку встречи. Угол Ψ в этот момент удовлетворяет заданному закону наведения. Таким образом, при маневрах цели ракета тоже маневрирует, но крутизна ее траектории и перегрузки обычно не превышают крутизну и перегрузки цели. Это позволяет иметь небольшие несущие поверхности ракеты, сохраняя высокую точность наведения на цель.

Конструктивное оформление следящего координатора, конечно, более сложно, чем неподвижного.

III. СИСТЕМЫ САМОНАВЕДЕНИЯ

При управлении по принципу самонаведения на борту ракеты устанавливается специальная аппаратура — координатор цели, который под воздействием отраженной от цели или излученной ею энергии определяет угловое положение ракеты относительно цели. На основании этой информации координатор цели вырабатывает сигналы управления. Эти сигналы воздействуют на органы управления так, чтобы свести отклонения ракеты от предписанной ей методом наведения траектории к нулю и вывести ракету в район цели.

Координатор цели должен иметь высокую разрешающую способность, с большой точностью определять координаты цели, быть надежным в работе и простым по конструкции, иметь малый вес и габариты. В настоящее время создано значительное количество радиолокационных тепловых (инфракрасных), оптических и звуковых систем самонаведения.

1. Активная радиолокационная система самонаведения

Самонаведение ракеты с помощью активной радиолокационной системы самонаведения возможно благодаря тому, что цель иначе, чем окружающий ее фон, отражает радиоволны. Для выявления этого эффекта источник радиоволн, установленный на ракете, облучает цель так же как и обычный радиолокатор. Отраженные от цели сигналы содержат сведения о положении и о параметрах движения цели. Эти сигналы принимаются приемным устройством ракеты, усиливаются, преобразуются и после разложения по двум каналам управления (ракета управляется по курсу и тангажу) подаются на вход автоматического устройства наведения ракеты.

Комплекс аппаратуры, включающий приемно-передающую антенну, передатчик, приемник, преобразовательные и вычислительные блоки, называют радиолокационным координатором. Координатор непрерывно и автоматически определяет направление на цель и параметры ее движения.

Блок-схема координатора (рис. 11) [5] не отличается от типичной блок-схемы радиолокационной станции. Однако

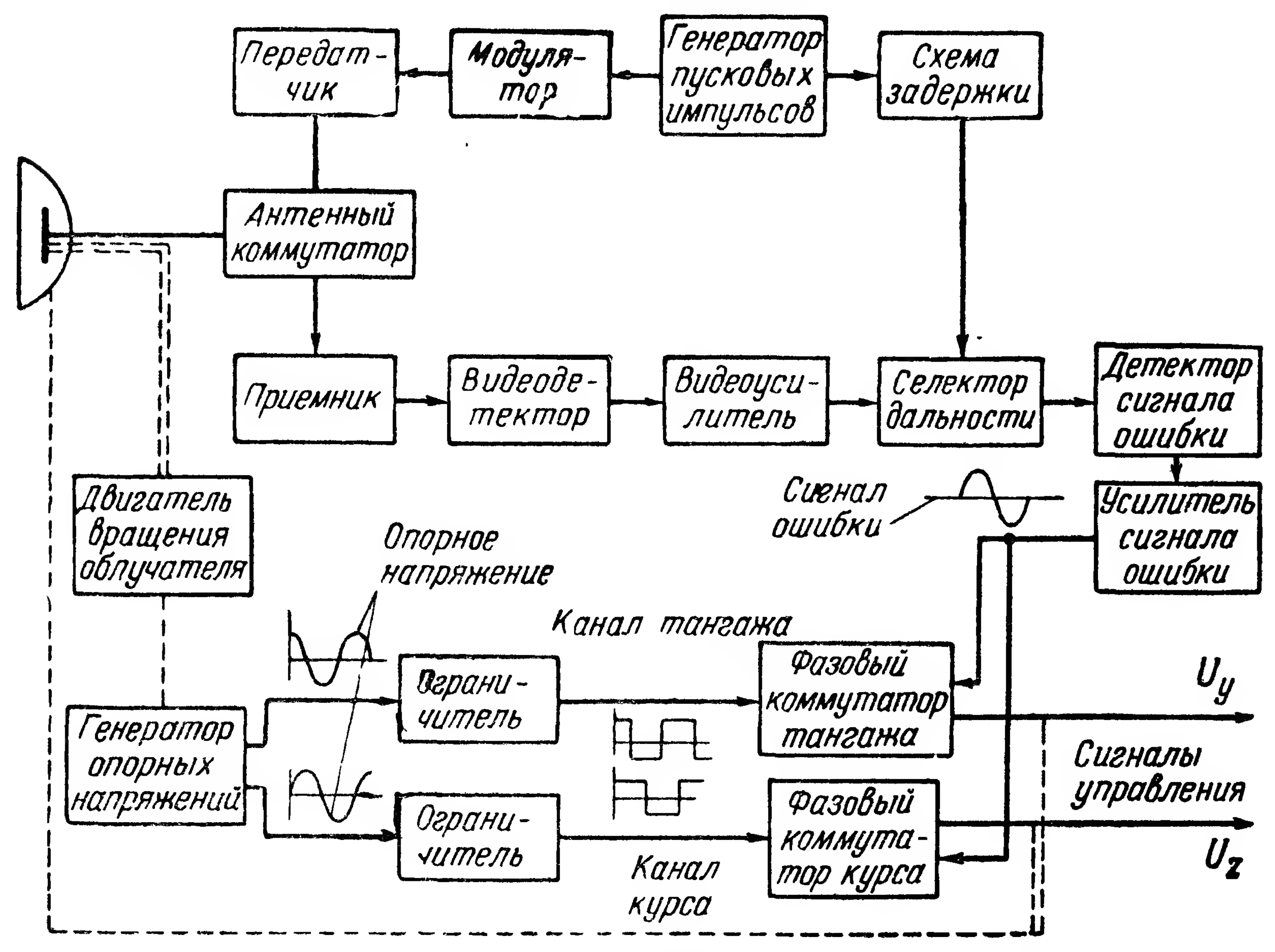
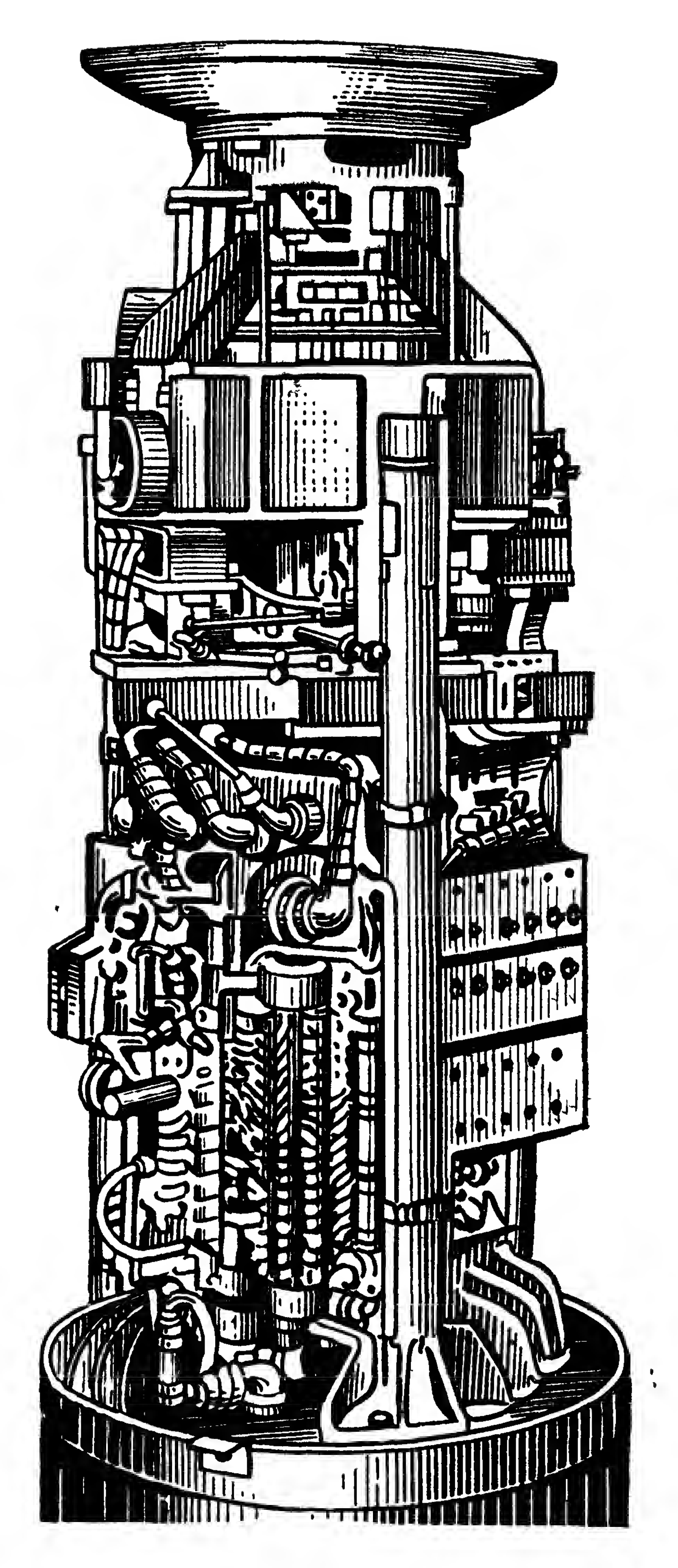


Рис. 11. Упрощенная блок-схема координатора активной радиолокационной системы самонаведения

имеются особенности. Координаторы (рис. 12) обычно компактны, потребляют небольшую электрическую мощность. Все элементы координатора размещаются, как правило, в носовой части ракеты, а антенна закрыта прозрачным для радиоволн обтекателем.

Обтекатель должен выдерживать значительные аэродинамические нагрузки и высокую температуру, возникающую вследствие трения ракеты о воздух при сверхзвуковых скоростях полета.

Передатчик радиолокационного координатора обычно работает в импульсном режиме, излучая своей антенной короткие радиоимпульсы длительностью от десятых до-


Рис. 12. Координатор активной радиолокационной системы самонаведения

лей микросекунды до нескольких микросекунд *. И хотя средняя мощность передатчика невелика, мощность в импульсе может доходить до 100 *квт* и более. Такие импульсы называются прямыми, или зондирующими. Затем наступает пауза. В паузах между излучением импульсов радиолокационный координатор той же антенной принимает сигналы, отраженные от цели. По истечении времени *T* передатчик координатора посылает следующий импульс и вновь переключается на прием и т. д. Время между излучением двух импульсов называется периодом повторения *T*.

Величина, обратная периоду повторения (т. е. количество импульсов в секунду), называется частотой повторения импульсов *F*. Она выбирается непроизвольно и в основном зависит от дальности действия радиолокационного координатора, так как очередной импульс может быть послан передатчиком лишь после приема импульса, отраженного от цели.

Время возвращения отраженного сигнала зависит от дальности до цели. Зная скорость распространения электромагнитной энергии, можно определить время прохождения импульса до цели и обратно.

Если расстояние между ракетой и целью равно *Д*, тогда наибольшую длительность периода повторения *T*, равную

* Одна секунда равна 1 000 000 микросекунд (*мксек*).

времени от момента излучения импульса до приема отраженного сигнала, можно подсчитать по формуле

$$T = \frac{2Д}{c},$$

где c — скорость распространения электромагнитной энергии.

Очевидно, период повторения импульсов T будет наибольшим и равным $T_{макс}$ при работе координатора на максимальную дальность $Д_{макс}$. Чтобы отраженный импульс от цели был принят до излучения следующего импульса, период повторения T между излучаемыми импульсами должен быть больше $T_{макс}$, а частота повторения импульсов должна быть меньше величины $1/T_{макс}$.

Таким образом, частоту повторения импульсов можно определить из условия:

$$F \leqslant \frac{c}{2Д_{макс}}.$$

Для координаторов со сравнительно небольшой дальностью действия частота повторения импульсов обычно превышает 500 импульсов в секунду.

Импульсы, выработанные передатчиком, как правило, имеют одинаковую амплитуду и излучаются направленной антенной.

Антенна радиолокационного координатора чаще всего параболическая (рис. 13). Она состоит из облучателя и

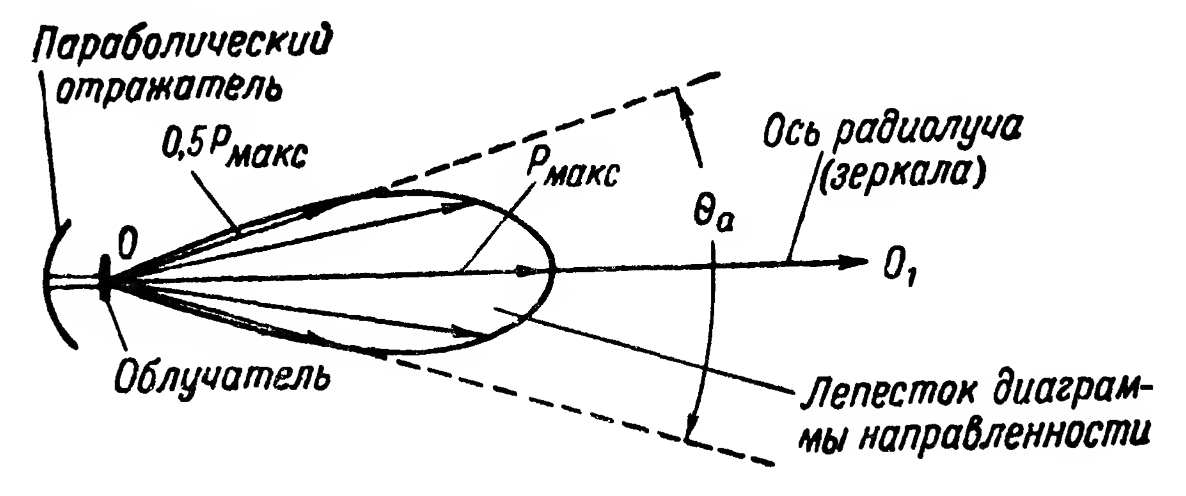


Рис. 13. Диаграмма направленности антенны

отражателя (рефлектора) специальной формы. Внутреннюю поверхность отражателя иногда называют зеркалом антенны, так как она выполняет ту же роль, что и зеркало обычного прожектора, но уже не для световых лучей, а для радиоволн.

Облучатель может быть выполнен в виде вибратора или рупора. При передаче облучатель излучает на рефлектор

электромагнитные колебания, а при приеме улавливает отраженные от рефлектора радиосигналы. Облучатель помещается в фокальной плоскости (в плоскости фокуса) параболического отражателя.

Антенна координатора обычно имеет игольчатую диаграмму направленности. Диаграмма направленности — графическое изображение величины излучаемой или принимаемой электромагнитной энергии.

Для удобства рассмотрения объемную диаграмму направленности представляют в виде двух диаграмм, характеризующих направленные свойства антенны в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Каждая из плоскостных диаграмм отражает относительное распределение излучаемой (принимаемой) мощности по всем направлениям в данной плоскости. Величинам распределенных мощностей P соответствуют определенные длины векторов, концы которых образуют замкнутую кривую — диаграмму направленности радиолуча (рис. 13). Угол, заключенный между векторами, длины которых соответствуют 0,5 $P_{макс}$, носит название ширины диаграммы $\Theta_а$ (радиолуча) по половинной мощности и определяется по формуле

$$\Theta_а = 65 \frac{\lambda}{d} \text{ угловых градусов},$$

где d — диаметр зеркала;
λ — длина волны.

Важной характеристикой антенны, показывающей ее направленные свойства, является коэффициент направленного действия G, который связан с ее эффективной площадью $S_а$ следующим соотношением:

$$G = \frac{4\pi S_а}{\lambda}.$$

Для остронаправленных антенн с игольчатыми диаграммами направленности величину G можно представить следующим соотношением:

$$G = \frac{4\pi}{\Theta_а^2},$$

где $\Theta_а$ — ширина диаграммы направленности по половинной мощности в радианах.

Величина коэффициента направленного действия для антенн иностранных координаторов лежит в пределах от нескольких десятков до нескольких тысяч.

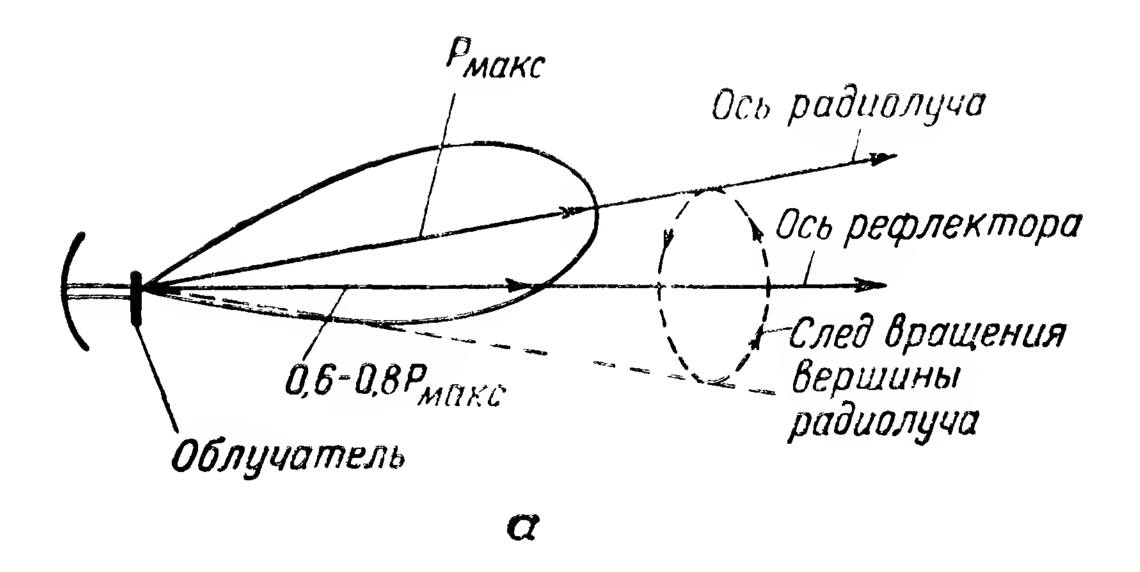
Принцип образования равносигнальной зоны. В активных радиолокационных координаторах применяется общая приемно-передающая антенна с игольчатой диаграммой направленности (лучом), форма которой определяется конструкцией антенны, ее размерами и длиной волны излучаемых колебаний. Чем больше размеры антенны и чем короче волна, которую она излучает, тем уже диаграмма направленности. Поэтому не случайно в иностранных радиолокационных головках самонаведения применяются ультракороткие, сантиметровые радиоволны.

Антенну, работающую на более коротких волнах, легче разместить на ракете.

Ранее было сказано, что диаграмма направленности антенны радиолокационного координатора имеет форму иглы. Но для определения координат цели такой диаграммы направленности недостаточно. Для определения угловых координат цели с одной антенной необходимо применять простой (амплитудный) метод пеленга с коническим сканированием луча. При этом облучатель, помещенный в фокальной плоскости, смещается на некоторое расстояние относительно фокуса параболического зеркала. Смещение облучателя позволяет отклонить радиолуч на некоторый угол. Если облучатель сместить, например, вниз (рис. 14, *а*), то радиолуч отклонится от оси зеркала на некоторый угол вверх. Когда облучатель смещен вверх (рис. 14, *б*), то радиолуч отклонится вниз. Таким образом, величина и направление смещения радиолуча зависят от величины и направления смещения облучателя относительно оси зеркала. При вращении смещенного в фокальной плоскости облучателя с частотой $F_р$ по окружности, центр которой совпадает с фокусом зеркала, ось радиолуча, отклоненная от оптической оси на угол β, будет описывать коническую поверхность (рис. 15).

Частота $F_р$, с которой радиолуч вращается вокруг оси OO_1 конуса, называется частотой конического сканирования.

Мощность сигнала, излучаемого вдоль оси OO_1, не наибольшая и составляет примерно 60—80% от максимальной. По мере удаления от оси в любом радиальном направлении вначале мощность сигнала возрастает до максимума (на образующей конуса), а затем снова уменьшается. Таким образом, радиолуч при вращении просматривает пространственную зону, ограниченную конической



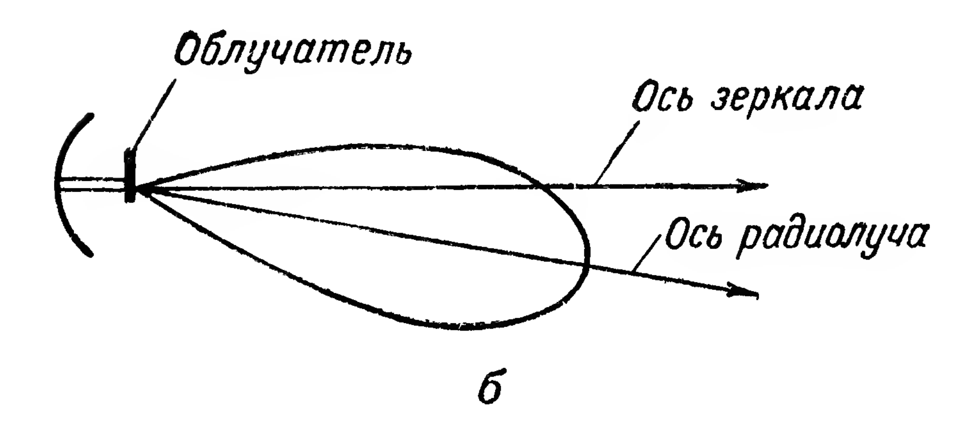


Рис. 14. Перемещение луча методом дефокусировки облучателя:

а — облучатель смещен вниз; *б* — облучатель смещен вверх

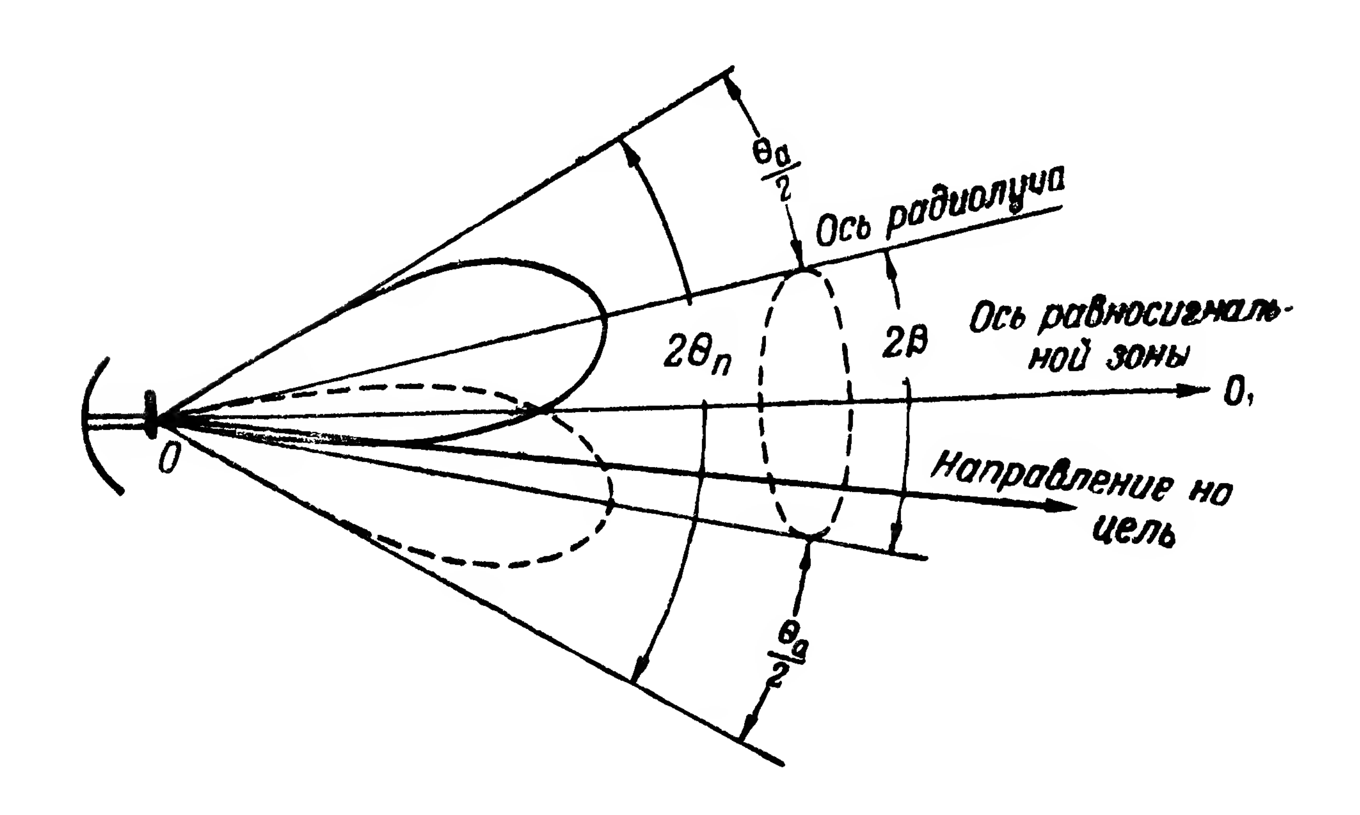


Рис. 15. К определению полного угла зрения радиолокационного координатора

поверхностью с впадиной в центре и вершиной в фокусе параболоида.

Интенсивность излучения по оси рефлектора при всех положениях вращающегося радиолуча постоянна. Направление, в котором излучение постоянно, называют **осью равносигнальной зоны** (OO_1 рис. 15), или равносигнальным направлением.

Для характеристики координаторов цели существенное значение имеет полный угол зрения $2\Theta_п$, под которым понимают угол, в пределах которого рассматриваемая система излучает или улавливает основную энергию [4]. Из рис. 15 следует, что радиолуч в процессе вращения охватывает угол, равный $\beta + \Theta_а/2$. Поэтому можно считать полный угол зрения равным пространственному углу:

$$2\Theta_п = 2\beta + \Theta_а.$$

Из последнего равенства видно, что полный угол зрения зависит от ширины диаграммы направленности (радиолуча) $\Theta_а$ и от угла раствора диаграммы направленности 2β. Чем больше угол зрения координатора, тем большую часть пространства «осматривает» координатор. При малом угле зрения координатор может потерять цель при случайном колебании ракеты или маневре цели. В радиолокационных координаторах величина минимально допустимого (полного) угла зрения составляет в большинстве случаев 10—20° [4].

Образование сигнала ошибки. Направление на цель относительно равносигнального направления, как уже об этом говорилось, можно определить углом рассогласования φ и углом фазирования Ф. На рис. 16 показан случай, когда направление на цель (линия *ОЦ*) не совпадает с равносигнальным направлением OO_1. Совместим с равносигнальным направлением ось *OX* системы прямоугольных координат *X*, *У*, *Z*. Тогда φ — угол рассогласования между равносигнальным направлением и направлением на цель может быть определен двумя углами φ_y и φ_z. При этом φ_y — угол рассогласования по тангажу, а φ_z — угол рассогласования по курсу.

Установим, как меняется амплитуда отраженных импульсов при вращении радиолуча от изменения углов рассогласования φ и фазирования Ф — угла, заключенного между продольной плоскостью, проходящей через ось координатора, и плоскостью, проходящей через ось координатора и линию ракета — цель.

За начало отсчета времени возьмем момент, когда максимум радиолуча проходит через ось *ОУ* (точка *1*, рис. 17, *а*).

Если мысленно провести через цель секущую плоскость, перпендикулярную к оси рефлектора (картинную плос-

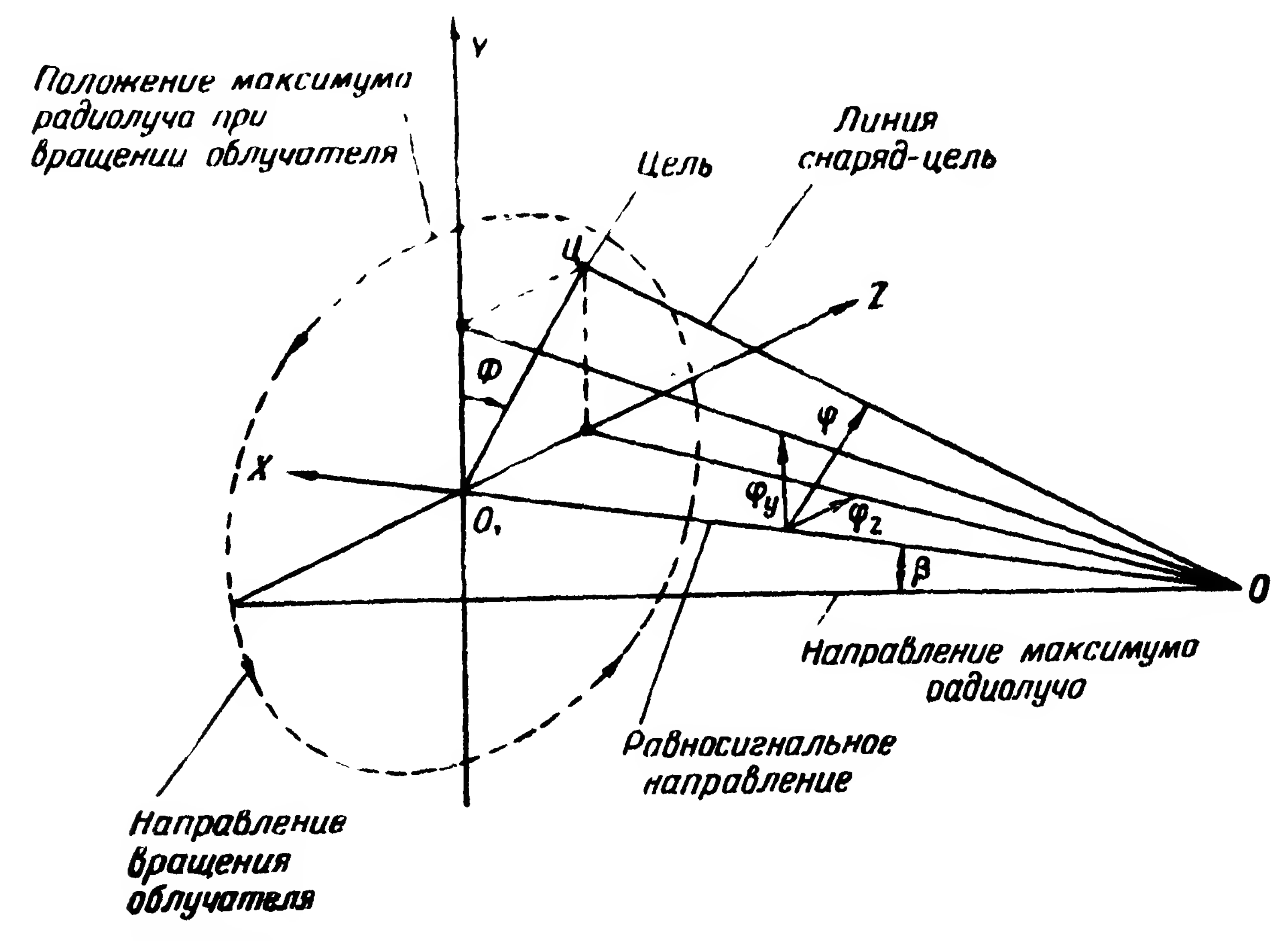


Рис. 16. Схема, поясняющая образование амплитудно-модулированных сигналов на входе приемника радиолокационной системы самонаведения

кость), то можно себе представить чертеж, изображенный на рис. 17, *а*. При вращении облучателя ось радиолуча непрерывно движется по окружности, занимая последовательно положения *1*, *2*, *3*,.., *8*, *1* и т. д. На рисунке радиолуч (его сечение заштриховано) изображен в положении *1*. Равносигнальное направление (зона) проходит через точку *О*, которая при вращении радиолуча не меняет своего положения.

Если цель находится на оси равносигнальной зоны (в точке *О*), то энергия, отражаемая целью и принятая приемным устройством, будет одинаковой при всех перемещениях луча (рис. 17, *б*). Как только цель станет уходить с оси равносигнальной зоны, принятые сигналы начнут менять свою величину и превратятся в сигналы, промодулированные по величине. При этом глубина модуляции будет возрастать, принимая максимальное значение

при отклонении цели от оси равносигнальной зоны на угол β. При отклонении цели на угол, больший чем угол β, координатор теряет цель.

Если предположить, что цель находится где-нибудь на окружности с точками *1*—*8*, то модуляция импульсных сигналов будет наибольшей, а фаза сигналов (например, по-

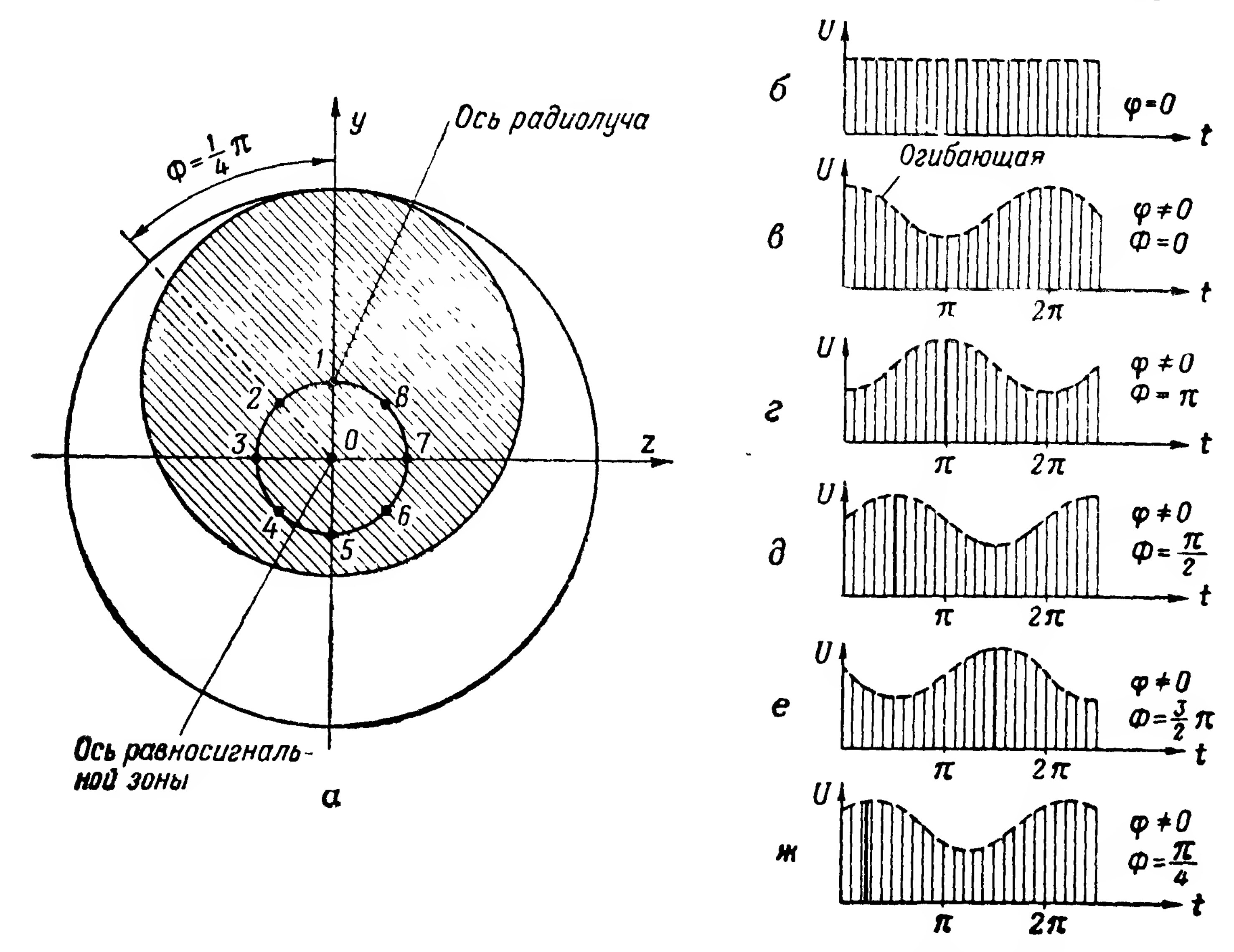


Рис. 17. Зависимость амплитуды и фазы отраженных от цели импульсов от изменения углов рассогласования φ и фазирования **Ф**:

а — взаимное положение радиолуча и цели; *б* — *ж* — формы отраженных импульсов

ложение максимумов относительно точки *1*) будет определяться углом фазирования *Ф*.

Рассмотрим характер изменения импульсов, поступающих на вход приемника, при нахождении цели в точках *1*, *2*, *3*, *5* и *7*, которым соответствуют углы фазирования 0; $^1/_4\pi$; $^1/_2\pi$; π; $^3/_2\pi$. Условно примем, что луч вращается в направлении, противоположном движению часовой стрелки.

Если цель находится в точке *1*, то амплитуда импульсов на входе приемника будет максимальна в тот момент, когда максимум диаграммы направленности (ось радиолуча) проходит точку *1*, и минимальна, когда радиолуч своим максимумом проходит точку *5*. Если отсчитывать время начиная с момента, когда радиолуч направлен на

точку *1*, то отраженные от цели (в точке *1*) импульсы будут иметь вид, показанный на рис. 17, *в*.

Когда цель находится в точке *5*, то отраженные от цели импульсы при прохождении радиолучом точки *1* (начала отсчета) будут минимальными (рис. 17, *г*), а затем начинают увеличиваться, достигая максимума при прохождении радиолучом точки *5*, где расположена цель. Из рис. 17, *в* и *г* видно, что при перемещении цели из верхнего положения *1* в нижнее *5* фаза огибающей импульсов (например, положение максимумов) сдвигается на половину полного колебания (т. е. на величину $\Phi = 180°$).

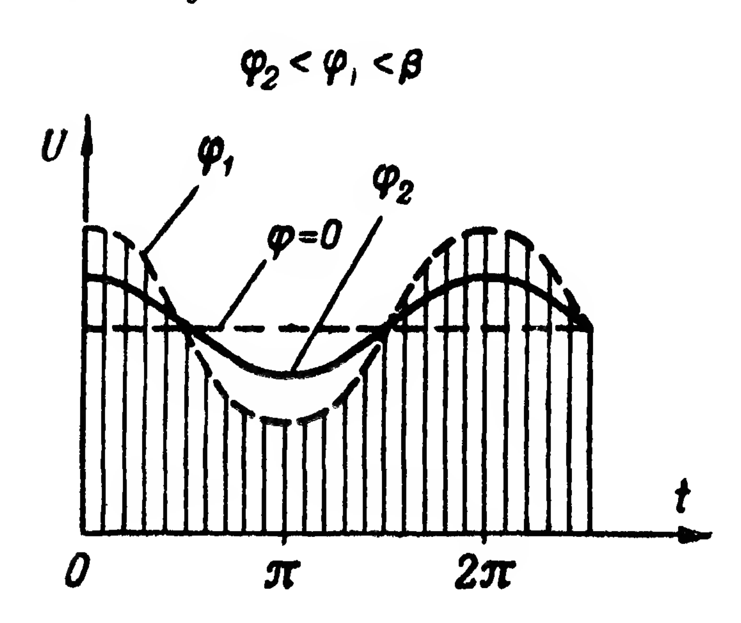


Рис. 18. Зависимость сигнала ошибки от угла рассогласования

Учитывая то обстоятельство, что максимальная амплитуда принятых импульсов соответствует моменту прохождения осью радиолуча цели, получим соответственно графики для случаев, когда угол фазирования $\Phi = {}^1/_2\pi$ (рис. 17, *д*); $\Phi = {}^3/_2\pi$ (рис. 17, *е*) и $\Phi = {}^1/_4\pi$ (рис. 17, *ж*).

Кривые, изображенные на рис. 17, *в* — *ж*, получены при условии, что угол рассогласования φ при различных положениях цели одинаков, т. е. цель не сходит с окружности с точками *1* ÷ *8*. Большему углу рассогласования (при условии, что угол рассогласования φ меньше угла β, образованного осью радиолуча и осью антенны координатора) будет соответствовать и большая глубина модуляции сигнала (рис. 18).

Амплитуда импульсов (рис. 17, 18) меняется по периодическому закону, близкому к синусоидальному, с частотой, равной частоте вращения радиолуча вокруг оси OO_1. Обычно частота вращения луча составляет 20÷÷100 *пер/сек* [4].

Очевидно, что форма и положение огибающей радиосигналов на входе приемника зависят как от углов рассогласования φ, так и от углов фазирования Φ. Причем при одном и том же угле рассогласования φ форма огибающей импульсов остается неизменной, а с изменением угла фазирования смещается лишь положение максимального значения огибающей импульсов. Обычно говорят, что глубина модуляции огибающей импульсов зависит от угла

рассогласования, а ее фаза, т. е. положение какой-то точки, например наивысшей, зависит от угла фазирования.

Таким образом, глубина модуляции и фаза огибающей импульсов однозначно определяют направление на цель.

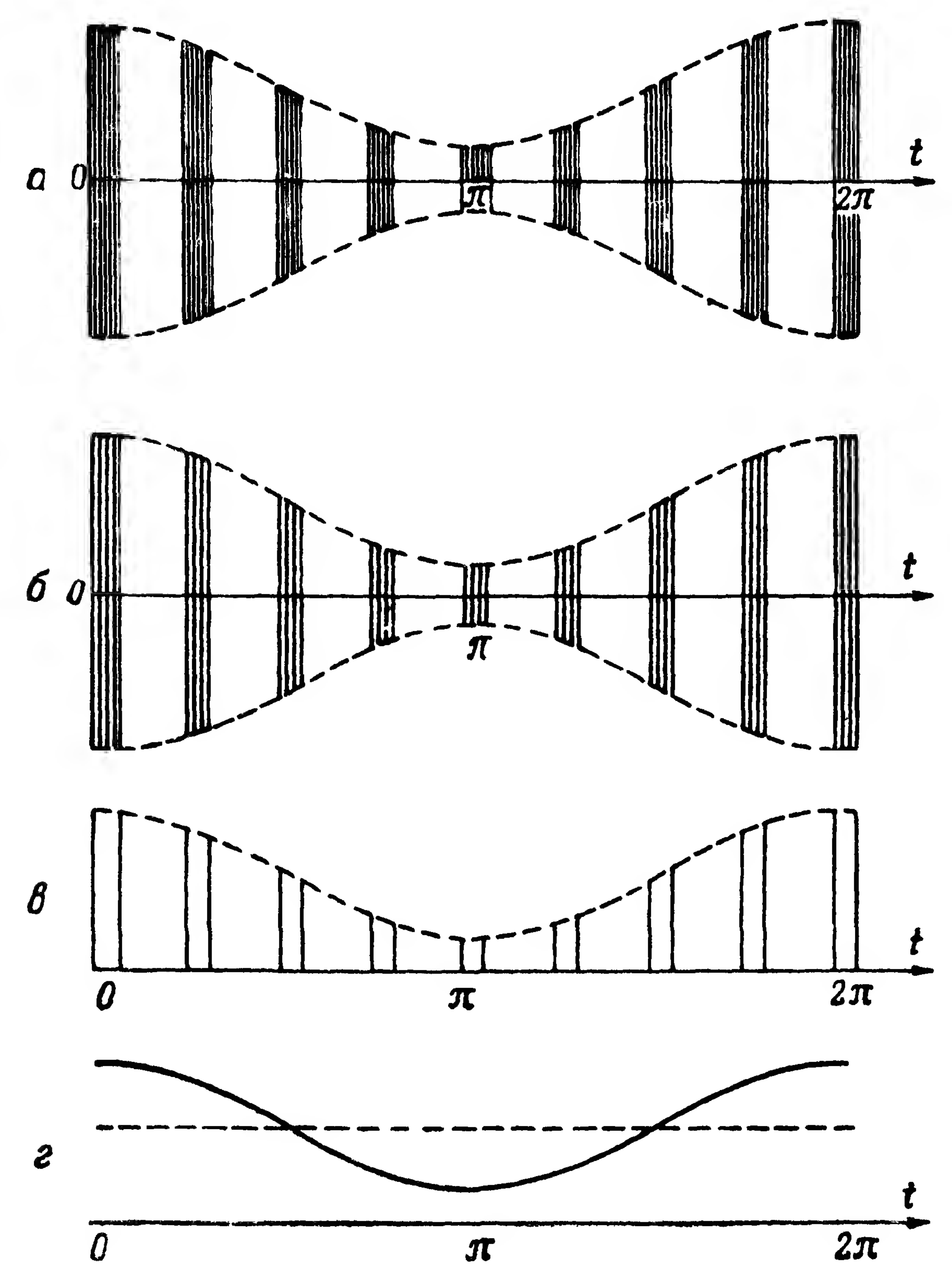


Рис. 19. Выделение сигнала ошибки в активной радиолокационной системе самонаведения:

а — импульсы, принятые антенной; *б* — импульсы на выходе усилителя промежуточной частоты; *в* — видеоимпульсы на выходе видеодетектора; *г* — сигнал ошибки на выходе детектора сигнала ошибки

Напомним, что каждый импульс из принятых антенной и поступающих на вход приемника представляет собой серию высокочастотных колебаний (рис. 19). Колебания высокой частоты в приемнике преобразуются в промежуточную частоту, усиливаются и поступают на вход детектора. Детектор преобразует усиленные колебания промежуточной частоты в импульсы, сохранившие только внешнюю

форму высокочастотных сигналов (рис. 19, *в*). Полученные после детектирования импульсы называют видеоимпульсами, а детектор, используемый для их выделения, — видеодетектором. Далее видеоимпульсы усиливаются видеоусилителем. С выхода видеоусилителя приемника снимаются видеоимпульсы, напряжение которых меняется по тому же закону, по которому меняется амплитуда высокочастотных радиоимпульсов на входе приемника.

Видеоимпульсы детектируются детектором напряжения сигнала ошибки. Суть второго детектирования заключается в том, что выделяется огибающая видеоимпульсов. Эта огибающая, имеющая вид синусоиды, называется сигналом ошибки (рис. 19, *г*). Полученный сигнал ошибки представляет собой колебания с амплитудой $U_м$, фазой Φ, частотой $\Omega_р$ и математически может быть записан как $U_с = U_м \cos(\Omega_р t - \Phi)$.

Частота сигнала ошибки равна частоте вращения радиолуча антенны, а амплитуда и фаза определяют положение цели (углы φ и Φ) относительно равносигнального направления.

Видеоимпульсы перед подачей на детектор сигнала ошибки пропускаются через селектор импульсов по дальности (рис. 11), который отделяет импульсы, отраженные от выбранной для сопровождения цели, от импульсов, отраженных от других целей.

Импульсы выделяются с помощью специальных селектирующих импульсов, которые открывают приемный тракт лишь в те моменты, когда ожидается поступление импульса, отраженного от выбранной цели. В качестве селекторных импульсов берутся пусковые импульсы передатчика координатора, которые специальной схемой задержки сдвигаются во времени так, что они воздействуют на селектор дальности одновременно с видеоимпульсами, отраженными от автоматически сопровождаемой цели.

Благодаря селектору дальности на вход детектора сигнала ошибки поступают лишь видеоимпульсы, отраженные от выбранной цели. При изменении расстояния между снарядом и целью задержка селекторных импульсов изменяется автоматически.

Разложение сигнала ошибки по двум каналам. Процесс самонаведения. Сигнал ошибки не может быть непосредственно использован для управления рулями ракеты. Как уже было показано, управление ракетой происходит по двум угловым координатам — по курсу и тангажу. Поэто-

му сигнал ошибки нужно предварительно разложить на две составляющие (рис. 20), пропорциональные отклонению цели от равносигнального направления по тангажу и курсу.

Разложение сигнала ошибки на две составляющие выполняют фазовые коммутаторы курса и тангажа. На фазовые коммутаторы, иначе называемые фазовыми детекторами, кроме сигнала ошибки, подается опорное напряжение. Необходимость в опорном напряжении появляется вследствие того, что по сигналу ошибки, полученному в виде синусоиды, можно судить лишь о величине угла рассогласования. Чтобы по сигналу ошибки можно было судить и об угле фазирования, необходимо знать такое положение синусоиды сигнала ошибки, которое соответствовало бы углу фазирования $\Phi = 0$. Угол фазирования легко отсчитать, если использовать начальное (опорное) напряжение, фаза которого постоянна и жестко связана с частотой вращения антенны. Для этого следует лишь сравнить фазы опорного напряжения и напряжения сигнала ошибки.

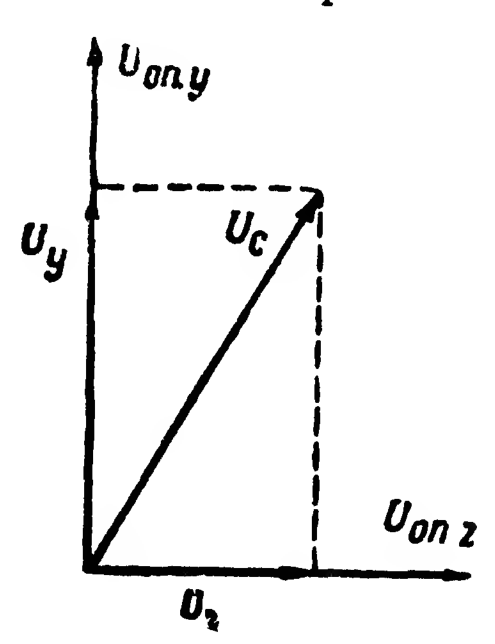


Рис. 20. Векторная диаграмма опорных напряжений и сигнала рассогласования

Двигатель, вращающий облучатель антенны, одновременно вращает ротор генератора опорных напряжений. Генератор опорных напряжений служит для практического осуществления фиксации начала отсчета ($\Phi = 0$) и вырабатывает два синусоидальных напряжения, частоты которых равны частоте вращения вибратора, а фазы сдвинуты на 90° относительно друг друга и раздельно подаются на каналы управления курсом и тангажом. Если опорное напряжение тангажа записать в виде выражения

$$U_{\text{оп } y} = U_{\text{моп}} \cos \Omega_{\text{р}} t,$$

то опорное напряжение курса в этом случае будет

$$U_{\text{оп } z} = U_{\text{моп}} \sin \Omega_{\text{р}} t.$$

Эти напряжения обычно преобразуются ограничительными схемами в напряжения прямоугольной формы, которые подаются на вход фазовых коммутаторов, выделяющих соответственно сигналы управления по тангажу и по курсу (рис. 11).

Фазовые коммутаторы на выходе создают постоянные напряжения той или иной полярности. Так, например, с выхода коммутатора тангажа снимается постоянное напряжение, знак которого зависит от направления смещения цели от равносигнального направления в продольной плоскости (по тангажу), а величина напряжения определяется величиной смещения. Чем больше смещение цели, тем больше напряжение.

На выходе коммутатора курса создается напряжение, знак которого зависит от направления смещения цели в поперечной плоскости (по азимуту). Величина напряжения также определяется величиной смещения.

Таким образом, с выхода фазового детектора тангажа снимается постоянное напряжение U_y, пропорциональное рассогласованию по тангажу φ_y:

$$U_y = K\varphi_y.$$

С выхода фазового детектора курса снимается постоянное напряжение U_z, пропорциональное рассогласованию по курсу φ_z:

$$U_z = K\varphi_z.$$

Напряжения с выходов коммутаторов усиливаются усилителями и поступают на двигатели тангажа и курса антенного привода, поворачивающие антенну соответственно в продольной или поперечной плоскости до тех пор, пока отклонение цели от оси антенны не будет устранено, т. е. пока не исчезнет сигнал ошибки.

Так радиолокационная система автоматического сопровождения цели по углам обеспечивает слежение антенны за целью.

Ракета управляется по каналам тангажа и курса. По крену ракета обычно стабилизируется. Управляющие сигналы (U_y и U_z) с выхода радиолокационного координатора поступают на счетно-решающий прибор, который преобразует поступающую на него информацию и вырабатывает команды управления в соответствии с заданным методом наведения. В зависимости от метода наведения к счетно-решающему прибору поступают данные об угловых перемещениях цели, а иногда и об угловых скоростях этих перемещений [6, 7]. Вся эта информация может быть получена как непосредственно от антенны, которая все время следит за целью и положение которой относитель-

но ракеты все время изменяется, так и с выхода фазовых коммутаторов.

Со счетно-решающего прибора сигналы управления поступают на автоматическое устройство управления, которое через свои приводы управляет рулями и разворачивает ракету в нужном направлении.

Если отражатель антенны жестко связать с корпусом ракеты, то единственным источником информации о положении цели будут фазовые коммутаторы. В этом случае выходные напряжения фазовых коммутаторов подаются непосредственно на автоматическое устройство для управления рулями тангажа и курса. Однако антенны на корпусе ракеты жестко крепятся очень редко, потому что при случайных колебаниях ракеты или при резких маневрах цели на малых дистанциях цель может выйти из поля зрения координатора и ракета потеряет управление.

Чтобы избежать потери цели, антенную систему устанавливают на стабилизированной платформе. При поворотах ракеты антенна сохраняет неизменным направление на цель. Благодаря этому ракета может поворачиваться более плавно, что очень важно, так как упрощает конструкцию ракеты и увеличивает точность наведения ее на цель.

Ракета изменяет свое положение в пространстве в соответствии с выбранным методом наведения, а антенна должна отработать эти изменения, повернувшись так, чтобы сохранить направление на цель. Слежение антенны за целью позволяет использовать любой метод наведения.

Сопровождение цели по дальности. Как было показано раньше, координатор автоматически сопровождает цель по угловым координатам. Для работы системы самонаведения измерять дальность до цели не обязательно, однако автоматическое сопровождение (измерение) цели по дальности во многих случаях целесообразно. Во-первых, дальность до цели может быть использована в счетно-решающем приборе для решения задачи встречи при некоторых методах наведения и для приведения к боевой готовности (взведения) взрывателя. Во-вторых, при наличии в поле зрения координатора многих целей необходимо наводить ракету только на одну, заранее намеченную, т. е. отселектированную (выбранную) цель. Для этого в систему наведения вводится схема селектора по дальности, которая пропускает в приемник только те сигналы, которые приходят из узкого участка пространства (по дальности), в котором

находится выбранная цель. Таким образом, почти исключается попадание в координатор сигналов от других целей, что повышает надежность работы системы самонаведения.

Для наведения ракеты на выбранную цель необходимо постоянно следить за целью, т. е. «сопровождать» цель. Перед сопровождением нужно найти цель, а затем «захватить» ее по угловым координатам и дальности. Для этого координатор цели сначала работает в режиме поиска по угловым координатам.

При поиске антенная система поворачивается в определенных пределах, просматривая достаточно большой сектор пространства. Одновременно с обзором до или после захвата цели по угловым координатам производится автоматический поиск цели по дальности. В результате происходит захват цели по дальности. С этого момента начинается автоматическое сопровождение цели. При сопровождении цели сигналы ошибки по углам, необходимые для наведения ракеты, будут вырабатываться по отселектированной цели.

Цель может захватываться координатором ракеты различными способами. Например, перед пуском ракеты класса «воздух — воздух» с активной радиолокационной системой самонаведения обнаружение и захват цели производятся с помощью радиолокационной станции поиска и стрельбы.

Координатор ракеты объединяется с радиолокационной станцией самолета-перехватчика, которая имеет бóльшую мощность, бóльшие габариты антенн и, следовательно, бóльшую дальность обнаружения по сравнению с радиолокационным координатором ракеты. По радиолокатору пилот выводит самолет на обнаруженную цель так, как это необходимо для успешного пуска ракеты. Чтобы убедиться, что координатор ракеты захватил нужную цель, сигнал координатора, отраженный от цели, сравнивается с сигналом самолетного радиолокатора. Как только координатор ракеты захватит выбранную цель, производится пуск ракеты [6].

При пуске ракет класса «земля — воздух» воздушная цель захватывается до пуска на земле радиолокационным координатором по целеуказанию наземных станций обнаружения. Пуск ракеты производится после захвата цели.

Возможны и другие способы обнаружения и захвата воздушной цели (координатором ракеты и оптическим прибором самолета-носителя).

Дальность действия активного радиолокационного координатора. Важнейшей характеристикой радиолокационного координатора является его максимальная дальность действия — наибольшая дальность, при которой на выходе координатора получаются устойчивые сигналы управления, необходимые для автоматического слежения антенны за целью и для наведения ракеты.

На величину максимальной дальности действия радиолокационного координатора цели влияют: мощность передатчика, характеристики приемно-передающей антенны, отражающие свойства цели, чувствительность приемника и поглощающие свойства атмосферы, в которой распространяются радиоволны.

Рассмотрим, как же влияют эти величины на максимальную дальность действия? Предположим, что передатчик координатора излучает импульсный сигнал мощностью $P_{пер}$. Часть электромагнитной энергии, отразившись от цели, возвращается обратно и принимается антенной координатора. Вначале, когда расстояние $Д$ между снарядом и целью велико, сигнал на входе приемника будет настолько слаб, что он не будет воспринят приемником. По мере уменьшения этого расстояния мощность сигнала на входе приемника будет возрастать и на некотором расстоянии станет равной пороговой $P_{прм.\,мин}$. Пороговой мощностью называют минимальную мощность сигнала на входе приемника, необходимую для нормального приема сигналов от цели. Дальность $Д_{макс}$, при которой мощность сигнала на входе приемника равна ее пороговому значению $P_{прм.\,мин}$, называют **максимальной дальностью действия** радиолокационного координатора цели.

Если расстояние между координатором цели и целью меньше чем $Д_{АС\,макс}$ (максимальная дальность, на которой возможно автоматическое сопровождение цели), то мощность на входе приемника будет вполне достаточной для надежной работы системы самонаведения.

Максимальная дальность действия активного радиолокационного координатора $Д_{АС\,макс}$ может быть определена по формуле

$$Д_{АС\,макс} = \sqrt[4]{\frac{P_{пер} G S_a \sigma \eta^2}{P_{прм.\,мин}\, 16\pi^2}},$$

где $P_{пер}$ — мощность излучения передатчика в импульсе;

$P_{\text{прм. мин}}$ — пороговая чувствительность приемника координатора;

η — коэффициент, характеризующий уровень пересечения диаграммы направленности с оптической осью антенны;

G — коэффициент направленного действия приемно-передающей антенны;

$S_{\text{а}}$ — эффективная площадь приемно-передающей антенны;

δ — эффективная отражающая поверхность цели.

Из формулы видно, что дальность действия активного радиолокационного координатора в одинаковой мере может быть увеличена либо за счет повышения мощности передатчика, а следовательно, и отраженного сигнала, принятого антенной, либо за счет улучшения чувствительности приемного устройства.

Использование приемного устройства, способного улавливать самые маломощные колебания электромагнитной энергии, обычно целесообразнее (при этом отпадает необходимость в значительном увеличении потребляемой мощности, а следовательно, и веса), но повышение чувствительности приемника имеет предел. Принятый сигнал может быть настолько слабым, что затеряется на фоне шумов, возникающих в приемном тракте. Помехи, поступающие на приемную антенну, также затрудняют выделение сигнала.

Мощность отраженного сигнала может быть увеличена, если изменить некоторые параметры антенны и передатчика.

Так, увеличивая мощность передатчика $P_{\text{пер}}$, можно заметно увеличить дальность действия головки самонаведения. Но при этом вес и габариты передатчика и источников питания возрастают так быстро, что установка мощных передатчиков на управляемых ракетах пока считается нецелесообразной.

Увеличивать коэффициент η, характеризующий уровень пересечения диаграммы направленности с оптической осью антенны, свыше некоторого значения нецелесообразно, так как при этом понижается точность определения координат цели.

Формулу, определяющую значение $Д_{\text{АС макс}}$, можно представить и в другом виде. Так как

$$G = \frac{4\pi S_{\text{а}}}{\lambda^2},$$

то

$$Д_{\text{АС макс}} = \sqrt[4]{\frac{P_{\text{пер}} S_{\text{а}}^2 \sigma}{P_{\text{прм. мин}} 4\pi\lambda^2} \eta^2}.$$

Из последней формулы видно, что дальность действия может быть увеличена укорочением длины волны. Это объясняется тем, что при неизменном значении эффективной площади антенны $S_{\text{а}}$ коэффициент направленного действия антенны G возрастает.

Подставляя значения $S_{\text{а}} = \frac{G\lambda^2}{4\pi}$ и $G = \frac{4\pi}{\theta_{\text{а}}^2}$ в формулу $Д_{\text{АС макс}}$, получим

$$Д_{\text{АС макс}} = \sqrt[4]{\frac{P_{\text{пер}} \lambda^2 \sigma \eta^2}{4\pi P_{\text{прм. мин}} \Theta_{\text{а}}^4}}.$$

Из полученной формулы следует, что для увеличения дальности действия целесообразно уменьшать ширину диаграммы направленности. Однако применение узких диаграмм направленности в радиолокационных координаторах может привести к потере цели при резких колебаниях ракеты и маневрах цели.

Из рассмотренных формул видно, что для увеличения дальности действия активного радиолокационного координатора цели можно увеличить эффективную площадь антенны $S_{\text{а}}$ и мощность передатчика $P_{\text{пер}}$, однако и то и другое на ракете ограничено допустимыми габаритами и весом аппаратуры. Пороговая чувствительность приемника также ограничивается шумами радиолокационного приемника. Таким образом, дальность действия активного радиолокационного координатора не может быть достаточно большой, что является недостатком координатора, ограничивающим его применение.

Для того чтобы максимально уменьшить вес и габариты активного радиолокационного координатора, необходимо уменьшить вес антенной системы. Для этого применяют аппаратуру более коротковолнового диапазона, т. е. укорачивают длину волны. Но укорачивать длину волны можно лишь до определенного предела, так как с уменьшением длины волны обычно падает максимально возможная мощность излучения передатчика и ухудшается поро-

говая чувствительность приемника. Повышается ослабление радиоволн при прохождении ими атмосферы. От длины волны зависит разрешающая способность координатора, т. е. раздельное наблюдение находящихся близко друг от друга целей, а также и точность определения направления на цель. Разрешающая способность и точность определения направления на цель в основном определяются шириной радиолуча, поэтому стремятся создать более узкий луч, что можно сделать без увеличения габаритов отражателя только на более коротких волнах.

Точность наведения активной системы, не считая общих для всех систем факторов (характеристик ракеты, метода наведения и др.), определяется в основном длиной волны и антенными характеристиками и, как у всякой системы самонаведения, повышается с уменьшением расстояния между снарядом и целью.

Обычно в радиолокационных координаторах применяют сантиметровые волны. Это объясняется тем, что на более длинных волнах для создания узких диаграмм направленности требуются слишком большие габариты антенн, которые нельзя установить на ракете. Применение более коротких (миллиметровых) волн ограничивается в первую очередь возрастанием зависимости дальности действия от метеорологических условий и связанным с этим падением дальности и надежности действия систем.

Достоинства и недостатки активной радиолокационной системы. Основным достоинством активной радиолокационной системы считают то, что дальность действия ее мало зависит от метеорологических условий и от времени суток. Ракеты с такими системами в полете совершенно автономны и позволяют вести атаку с любого направления.

Существенным недостатком активной радиолокационной системы самонаведения считается возможность нарушения ее работы различными искусственными помехами: активными — специальными станциями помех, и пассивными — сбрасываемыми металлизированными лентами и диполями. Если не принять специальных мер, то наведению ракеты могут помешать цели, летящие на одном направлении с выбранной.

Для улучшения помехозащищенности систем уменьшают ширину диаграммы направленности антенны координатора и длительность импульсов передатчика, приме-

няют специальные схемы автоматического сопровождения цели по дальности. При этом приемник работает лишь в те моменты, когда ожидается прием отраженных от цели импульсов, отсеивая мешающие сигналы от «посторонних» целей.

Иногда для улучшения помехоустойчивости радиосигналы передатчика кодируют с последующим дешифрированием принимаемых от цели сигналов в радиолокационном приемнике. Кроме того, применяют некоторые специальные устройства, которые могут устранять или значительно ослаблять сигналы пассивных помех (селекция подвижных целей и др.).

Недостатком активной радиолокационной системы самонаведения по сравнению с телеуправлением или автономным наведением считается малая дальность действия, хотя она и больше дальности действия пассивной инфракрасной системы.

Боевое применение ракет с активными радиолокационными системами самонаведения. Считают, что активные радиолокационные системы самонаведения могут применяться для ракет всех классов: «воздух — воздух», «земля — воздух», «воздух — земля» и «земля — земля». Для последних двух классов самонаведение может применяться, если наземная цель имеет достаточный радиолокационный контраст относительно окружающего фона, т. е. в основном для ракет «воздух — корабль», «корабль — корабль» и «земля — корабль». На ракетах среднего и дальнего действия активные радиолокационные системы самонаведения могут применяться на этапе конечного наведения. В этом случае координатор ракеты должен работать сначала в режиме поиска, а затем после захвата цели в режиме автоматического сопровождения.

При применении активного самонаведения на ракетах класса «воздух — земля» цель в большинстве случаев обнаруживается радиолокатором самолета-носителя. Считается, что перед пуском ракет класса «земля — воздух» необходимо, чтобы антенна координатора ракеты в режиме поиска была согласована с антеннами наземных или корабельных радиолокаторов сопровождения обнаруженных целей.

Захват цели координатором производится или на земле (корабле) перед пуском, или в полете. В последнем случае ракета в район, где должен начаться поиск, выво-

дится с помощью автономной или телеуправляемой системы наведения (например, на ракете «Бомарк»).

При применении активного самонаведения на ракетах класса «воздух — воздух» положительным качеством (при сравнении с полуактивным самонаведением) является то, что после пуска ракеты самолет-носитель может уходить из опасной зоны в любом направлении или пускать вторую ракету. Число целей, по которым может быть произведена атака, или число ракет, выпускаемых по одной цели, зависит от времени обнаружения и захвата цели радиолокатором самолета-носителя, от времени обнаружения и захвата цели радиолокационным координатором ракеты и времени, требующегося на пуск ракеты, а также от скорости носителя и цели, числа ракет, находящихся на борту носителя [6, 7].

2. Полуактивная радиолокационная система самонаведения

Из полуактивных систем самонаведения наибольшее практическое распространение за рубежом получила радиолокационная.

Бортовое оборудование ракеты с такой системой самонаведения состоит из полуактивного радиолокационного координатора цели и хвостового приемника. Полуактивный радиолокационный координатор цели (рис. 21) по конструкции сходен с активным. Различие состоит лишь в том, что в нем нет передатчика, облучающего цель. Радиолокационный передатчик для облучения цели размещается на самолете-носителе, на земле или на корабле, «подсвечивая» цель, а также передавая на ракету синхронизующие сигналы.

Для надежного наведения ракеты на цель необходимо, чтобы цель непрерывно облучалась электромагнитной энергией, т. е. чтобы антенна радиолокационного передатчика была постоянно направлена на цель, а в случае подвижной цели автоматически сопровождала ее. Для этого применяют радиолокатор с автоматическим сопровождением цели.

Антенна полуактивного радиолокационного координатора, установленная в носовой части ракеты на гиростабилизированной платформе для обеспечения захвата и сопровождения цели по углам, имеет коническую развертку, т. е. радиолуч антенны, вращаясь вокруг оси зеркала, фор-

мирует пространственную диаграмму направленности в виде конуса с равносигнальной зоной. При этом антенная система координатора, как и в активном координаторе, позволяет измерить угол между равносигнальной зоной и направлением на цель.

Блок-схема полуактивного радиолокационного координатора приведена на рис. 22.

Полуактивный радиолокационный координатор по сравнению с активным имеет существенный недостаток — невозможность селектировать и сопровождать цель по дальности. Это может привести к тому, что бортовой координатор при появлении в поле зрения его антенны другой цели может самопроизвольно изменить объект атаки. Для того чтобы этого не произошло, в хвостовой части ракеты дополнительно устанавливают вспомогательный приемник, предназначенный для приема сигналов от радиолокационной станции подсвета. Это позволяет синхронизировать работу полуактивного координатора с радиолокационной станцией подсвета так, чтобы на ракете, кроме угловых координат цели, можно было измерять дальность до цели или скорость изменения дальности.

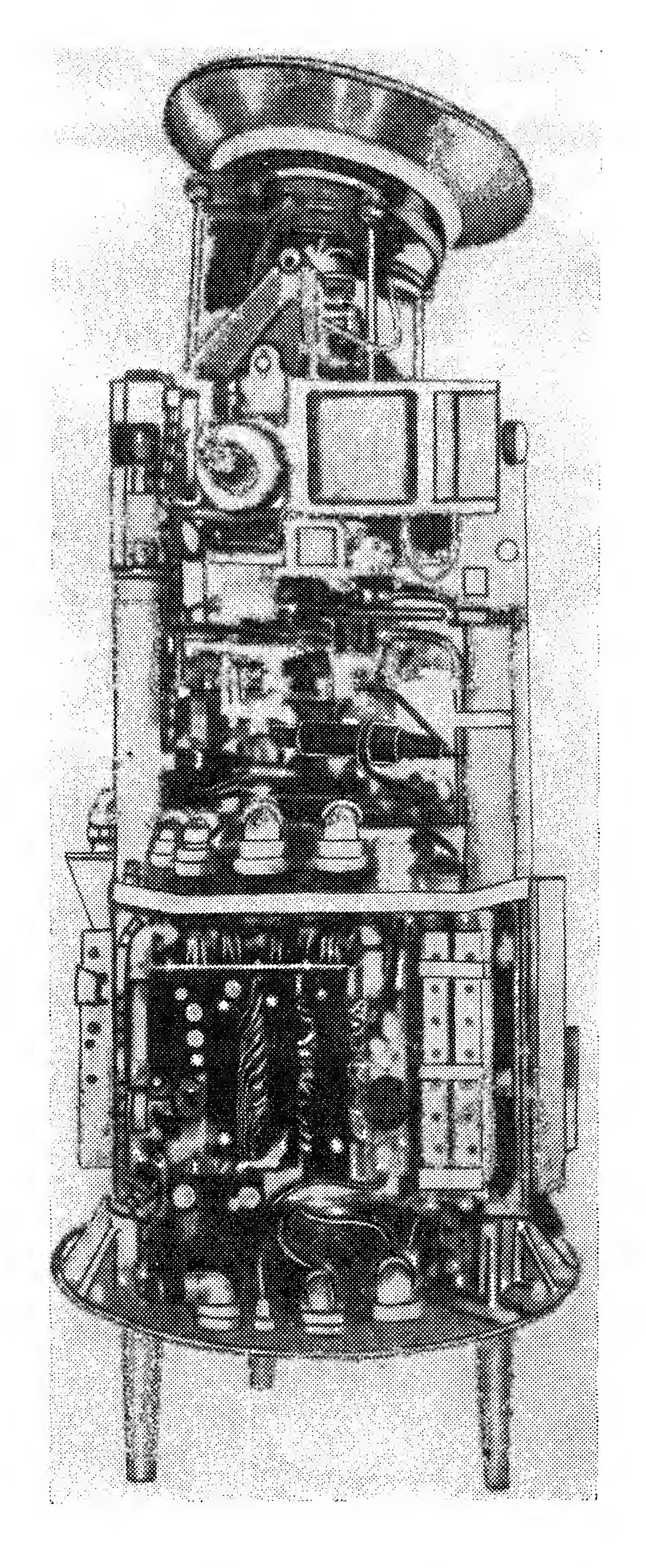


Рис. 21. Координатор полуактивной радиолокационной системы самонаведения

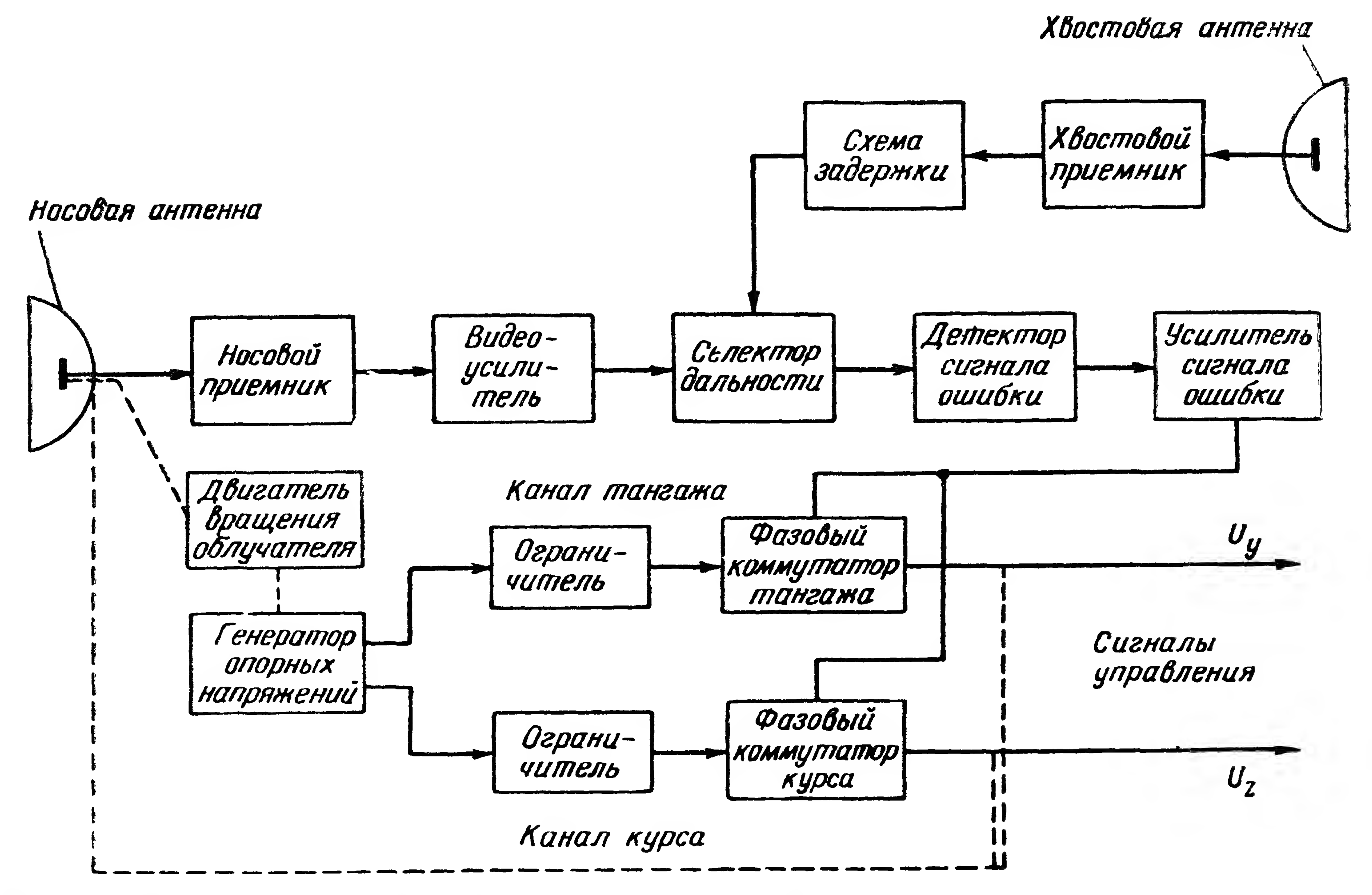


Рис. 22. Упрощенная блок-схема координатора полуактивной радиолокационной системы самонаведения

Для этого в полуактивном координаторе в каскадах непрерывного и автоматического сопровождения цели применяется специальная селекция (выделение) цели по дальности. Это значит, что в некоторый момент, в который предполагается приход отраженного от цели импульса, на специальное устройство (дискриминатор) подаются импульсы специальной формы — стробирующие импульсы (стробы). С помощью стробов время прихода очередного отраженного импульса уточняется, т. е. уточняются данные о параметрах движения цели (дальность, скорость движения и т. д.). Приемное устройство подключается к антенне лишь на время действия стробов. Наибольшую часть времени приемное устройство заперто.

К моменту прихода очередного отраженного от цели импульса стробы поступают с необходимой поправкой. Таким образом, небольшие по длительности стробы не теряют цель, позволяя автоматически сопровождать захваченную цель. При этом стробирующий импульс подается с радиолокационного приемника, связанного с хвостовой антенной и, следовательно, со станцией, облучающей цель. Это обеспечивает наведение ракеты с полуактивным координатором только на выбранную цель. Кроме того, стробирование по дальности повышает общую помехозащищенность аппаратуры.

Принцип работы полуактивного координатора цели при пуске и захвате цели такой же, что и при работе с активной системой самонаведения.

Максимальную дальность действия полуактивного координатора можно выразить с помощью формулы

$$Д_{\text{ПА макс}} = \sqrt{\frac{P'_{\text{пер}} G_{\text{пер}} \eta_1 S'_{\text{а}} \sigma \eta'}{16\pi^2 P'_{\text{прм. мин}} Д^2_{\text{макс}}}},$$

где $Д_{\text{ПА макс}}$ — максимальная дальность действия полуактивного координатора;

$Д_{\text{макс}}$ — дальность между радиолокатором подсвета и целью;

$P'_{\text{пер}}$ — мощность излучения передатчика радиолокатора подсвета;

$\eta_1 = \eta'$ — коэффициенты, характеризующие уровень пересечения диаграмм направленности передающей антенны радиолокатора под-

света и приемной антенны ракеты с их оптическими осями;

$G_{\text{пер}}$ — коэффициент направленного действия антенны радиолокатора подсвета;

$S'_{\text{а}}$ — эффективная площадь приемной антенны ракеты;

σ — эффективная отражающая поверхность цели;

$P'_{\text{прм. мин}}$ — пороговая чувствительность приемника координатора.

Вынося из-под радикала дальность *Д*, получим

$$(Д \cdot Д_{\text{ПА}})_{\text{макс}} = \sqrt{\frac{P'_{\text{пер}} G_{\text{пер}} \eta_1 S'_{\text{а}}\, \sigma\eta'}{P'_{\text{прм. мин}}\, 16\pi^2}}.$$

В этой формуле правая часть зависит только от характеристик радиотехнической аппаратуры системы самонаведения и отражающей поверхности цели, поэтому для данной системы самонаведения и заданной цели справедливо равенство

$$(Д \cdot Д_{\text{ПА}})_{\text{макс}} = \text{const}.$$

Таким образом, в пределах дальности сопровождения станции подсвета цели выбор дальностей *Д* и $Д_{\text{ПА}}$ может быть произволен, если их произведение остается постоянным и $Д \geqslant Д_{\text{ПА}}$. Сравним максимальные дальности действия активного и полуактивного координаторов. При этом полагаем, что приемники, установленные на ракете, в обоих случаях одинаковы ($P_{\text{прм. мин}} = P'_{\text{прм. мин}}$; $\eta = \eta_1 = \eta'$; $S_{\text{а}} = S'_{\text{а}}$), а $Д_{\text{ПА}} = Д$, т. е. захват цели полуактивной головкой производится на старте. Например, при старте зенитных ракет и ракет класса «воздух — воздух» получим

$$\frac{Д_{\text{ПА}}}{Д_{\text{АС}}} = \sqrt[4]{\frac{P'_{\text{пер}} G_{\text{пер}}}{P_{\text{пер}} G}}.$$

Очевидно, что возможности для установки более мощных передатчиков и более остронаправленных антенн радиолокаторов подсвета значительно больше на земле (самолете, корабле), чем на ракете. Поэтому практически всегда выполняются условия:

$$P'_{\text{пер}} > P_{\text{пер}} \text{ и } G_{\text{пер}} > G.$$

Следовательно, максимально возможная дальность самонаведения полуактивной системы может значительно превышать дальность самонаведения активной системы.

Если принять примерно, что у радиолокатора подсвета при применении полуактивной системы излучаемая мощность передатчика $P'_{пер} = 5P_{пер}$ и $G_{пер} = 20G$, то получим, что $Д_{ПА} \approx 3{,}16 Д_{АС}$.

Таким образом, даже по приблизительным подсчетам получается, что максимальная дальность действия полуактивной системы может превышать максимальную дальность действия активной системы более чем в три раза.

Однако параметры антенны и мощность радиолокационного передатчика, а следовательно дальность действия полуактивной системы наведения, зависят от места установки станции подсвета (на самолете, на земле, на корабле), т. е., по существу, от класса ракеты, для наведения которой используется полуактивная система. Если на земле и на корабле можно установить станции подсвета большой мощности, то на самолете ограничены веса и габариты устанавливаемой аппаратуры.

Таким образом, в полуактивной радиолокационной системе самонаведения мощность вынесенного с ракеты передатчика может быть увеличена. Благодаря увеличению мощности радиолокационного передатчика, облучающего цель, а также из-за увеличения коэффициента усиления антенны в полуактивной системе могут быть достигнуты дальности стрельбы, значительно превышающие дальности действия ракет с активной радиолокационной системой самонаведения.

Основным недостатком полуактивной системы самонаведения считается то, что после пуска ракеты радиолокатор «подсвета» должен непрерывно сопровождать цель в течение всего времени полета ракеты. Это означает, что, пока ракета находится в полете, атака может вестись только по одной цели. Следует заметить, что по выбранной цели может быть выпущена серия из нескольких ракет.

Полуактивная система самонаведения может применяться на ракетах всех классов. Однако возможность применения полуактивной системы на ракетах класса «земля — земля» весьма проблематична и практически возможна только для подклассов «земля — корабль» и «корабль — корабль».

Для ракет класса «воздух — воздух» применение полуактивной системы отличается от активной тем, что само-

лет-носитель после пуска ракеты не может уходить из опасной зоны или атаковать другую цель, а должен с помощью бортового радиолокатора подсвета непрерывно облучать цель до момента встречи ракеты с целью.

Маневрирование самолета-носителя при этом весьма ограничено и зависит от маневренной способности ракеты, ширины луча подсвета, от предельного угла поворота антенны радиолокатора подсвета и так называемого «угла подсвечивания» (угол между траекторией полета перехватчика и линией визирования цели), а также от числа пущенных или предназначенных для пуска ракет.

При применении ракет с полуактивной системой самонаведения в классе «земля — воздух» возможно использование комбинированной системы наведения, при которой на первом этапе сближения с целью может использоваться другая система наведения, например телеуправление, а после вывода в заданную точку начинает действовать полуактивная система самонаведения.

Данным классом ракет возможна атака одной цели несколькими ракетами, но поскольку радиолокатор подсвета должен все время сопровождать цель, то атака другой цели невозможна, пока хотя бы одна ракета находится в полете.

Основные преимущества и недостатки активной системы в значительной мере распространяются и на полуактивную систему.

3. Пассивная инфракрасная система самонаведения

В пассивной инфракрасной системе для наведения ракет на цель используется инфракрасный (тепловой) контраст цели. Чувствительным прибором, определяющим на-

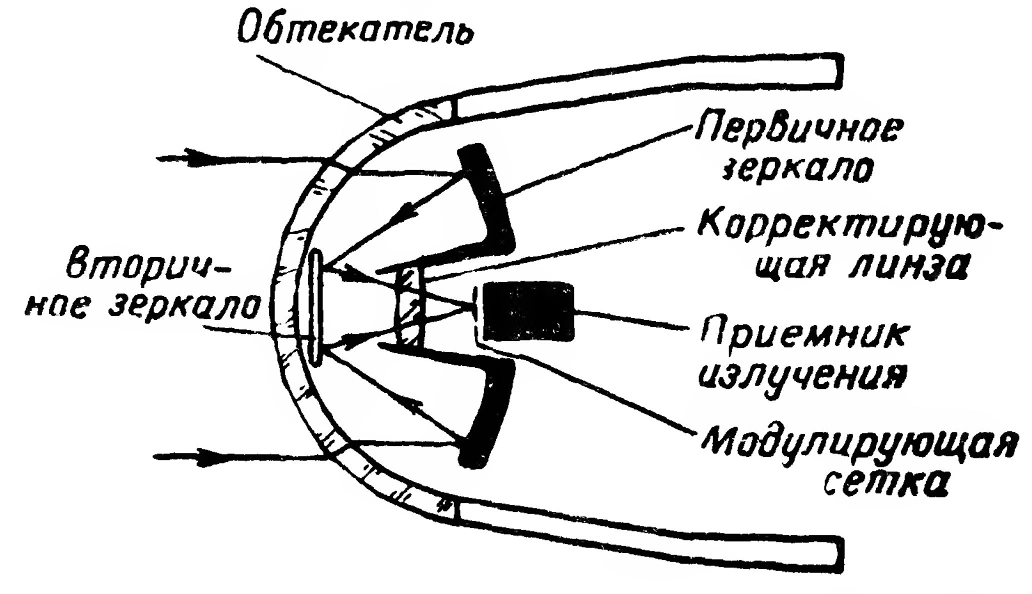


Рис. 23. Схема инфракрасной (тепловой) головки самонаведения

правление на цель, является инфракрасная (тепловая) головка самонаведения. На рис. 23 показана схема инфракрасной головки самонаведения [13].

Головка самонаведения обеспечивает получение сведений о цели, необходимых для наведения ракеты на цель. Основным элементом тепловой головки самонаведения является координатор цели, который, как и радиолокационные координаторы, измеряет угол рассогласования, т. е. угол между оптической осью координатора и направлением на цель. Инфракрасная головка, представляющая собой, по существу, теплопеленгатор, получила наибольшее практическое применение среди различных пассивных головок самонаведения.

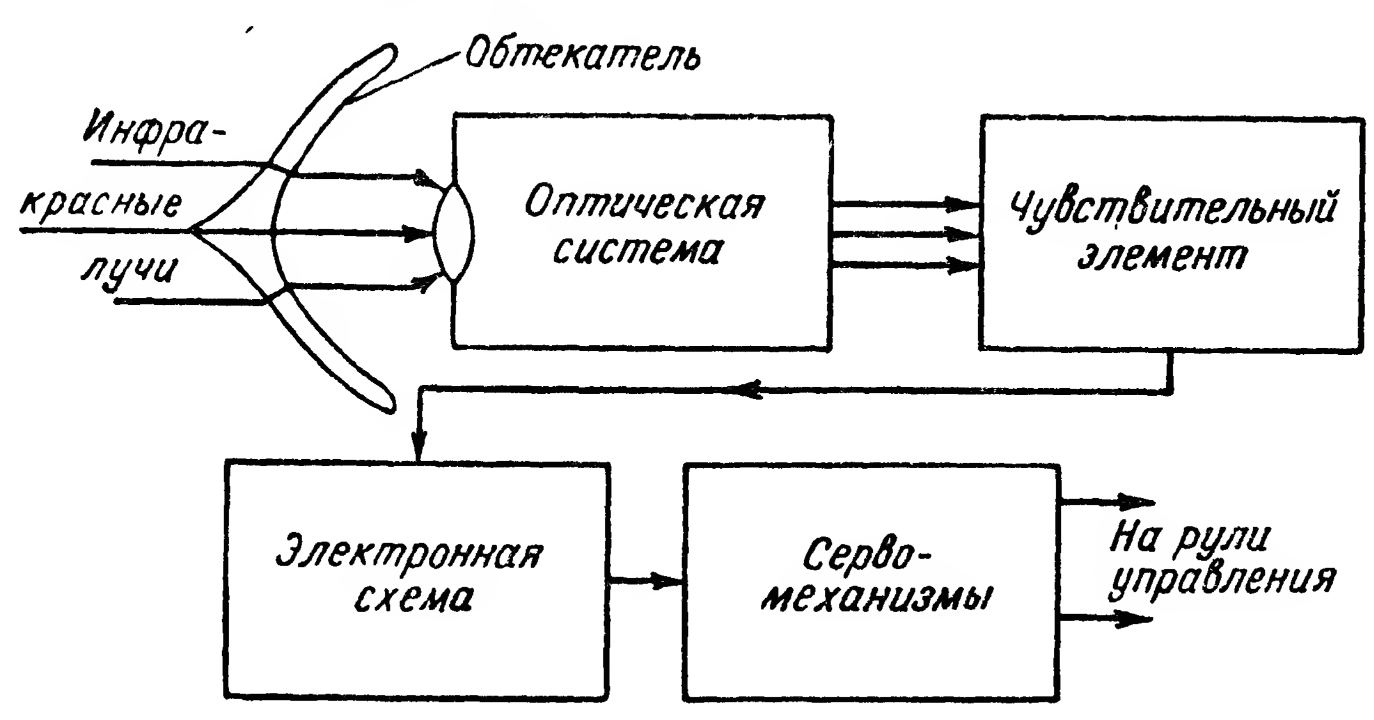


Рис. 24. Упрощенная блок-схема координатора инфракрасной (тепловой) системы самонаведения

Принцип построения пассивной инфракрасной головки самонаведения показан на рис. 24 [14]. Поступающие от цели, а также отраженные и собственные излучения фона собираются оптической системой и фокусируются на поверхности чувствительного элемента. Информация о цели от чувствительного элемента в виде электрического сигнала поступает в электронную схему (усилитель и блок выделения команды). Конечным звеном схемы являются сервомеханизмы, связанные с рулями управления. Элементы схемы от входной оптики до электронной схемы называют тепловым координатором цели.

Инфракрасные лучи. Невидимые для глаза инфракрасные лучи представляют собой электромагнитные излучения, спектр которых лежит в области частот между видимыми лучами и ультракороткими радиоволнами.

Некоторые свойства инфракрасных лучей присущи как лучам видимого света, так и радиоволнам. Например, для фокусировки инфракрасных лучей используют такие же параболические зеркала и линзы, как и для фокусировки лучей видимого света. Вместе с тем инфракрасное излучение проникает через некоторые материалы, непрозрачные для видимого света (картон, черная бумага, кремний, германий и даже асфальт).

Инфракрасные лучи при прохождении в атмосфере, например, в условиях дымки, небольших осадков, слабого тумана, ослабляются значительно меньше, чем лучи видимого света. Однако при плотном тумане, снеге, дожде, а также при искусственной маскировке (дымовых завесах) это преимущество инфракрасных лучей по сравнению с видимыми почти полностью теряется. Инфракрасные лучи называют иногда тепловыми, так как они излучаются нагретыми телами.

Все тела излучают инфракрасные лучи.

Исключением являются абсолютно холодные тела с температурой —273° С. Интенсивность излучаемых колебаний зависит от температуры и физических характеристик излучающей поверхности объекта. Мощным источником инфракрасного (теплового) излучения являются двигатели самолетов, танков и кораблей. Большое количество тепла излучают двигатели ракет на активном участке полета. Мощное инфракрасное излучение характерно для промышленных объектов: доменных печей, металлургических и коксохимических заводов, тепловых электростанций. Интенсивно излучают инфракрасные лучи трубы промышленных предприятий и кораблей. Головная часть баллистической ракеты на конечном участке траектории при полете в плотных слоях атмосферы с большой скоростью нагревается до большой температуры, а следовательно, также является хорошим источником инфракрасных лучей.

Нагретые тела излучают инфракрасную энергию, охватывающую широкий диапазон длин волн. Длина волны, которой соответствует максимальная энергия инфракрасного излучения, определяется температурой цели. С увеличением температуры цели (рис. 25) характеристики инфракрасного излучения изменяются в двух направлениях: длины волн, соответствующие максимальной энергии излучения, уменьшаются, а полная энергия излучения увеличивается в четвертой степени от температуры цели.

Длина волны, соответствующая максимальной энергии излучения, обратно пропорциональна абсолютной температуре тела и может быть подсчитана по формуле $\lambda_{макс} = \frac{2892}{T°}$,

где λ — длина волны в микронах *;

T — абсолютная температура излучающего тела в °К.

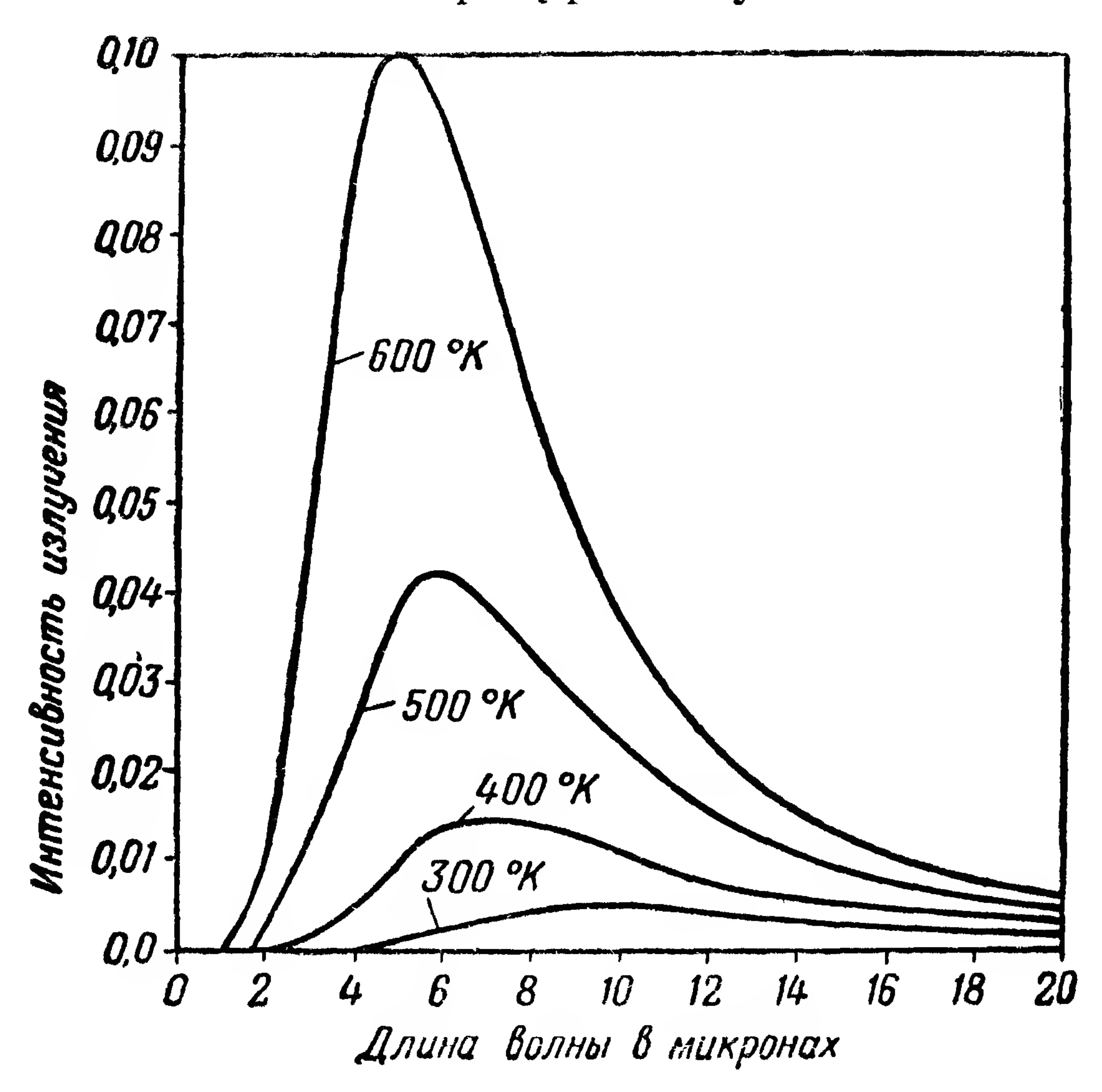


Рис. 25. Зависимость интенсивности инфракрасного излучения от длины волны при различных температурах

Мощность инфракрасного излучения на единицу площади определяется законом Стефана-Больцмана:

$$E = \varepsilon\sigma T^4,$$

где E — мощность инфракрасного излучения единицы поверхности тела;

ε — коэффициент излучения;

σ — постоянная Стефана-Больцмана, равная $5{,}67 \cdot 10^{-12}$ *вт/см² град⁴*;

T — абсолютная температура излучающей поверхности в °К.

Величина коэффициента излучения ε зависит от материала и от качества обработки его поверхности. Мощность

* Микрон (сокращенно *мк*) — одна тысячная доля миллиметра.

инфракрасного излучения объекта зависит от абсолютной температуры, а также от состояния его поверхности. Чем чище и светлее поверхность, тем меньше инфракрасной энергии может излучить объект при данной температуре. Например, самолет с хорошо полированной светлой обшивкой может излучить только 10% энергии, которую мог бы излучить самолет при той же температуре с обшивкой, окрашенной в черный цвет.

В соответствии с формулой Стефана-Больцмана самолет при температуре 900° С излучил бы примерно 10 $вт/см^2$ при коэффициенте излучения $\varepsilon = 0{,}95$ (обшивка черного цвета) и всего 1,05 $вт/см^2$ при коэффициенте $\varepsilon = 0{,}1$ (светлая полированная обшивка).

Приемники инфракрасного излучения. Инфракрасное излучение принимается устройствами со специальными чувствительными элементами, преобразующими падающую на них лучистую энергию в энергию электрического тока.

В качестве чувствительных элементов для приема инфракрасного излучения могут применяться термопары, болометры и фотоэлементы. Термопары и болометры одинаково хорошо реагируют на излучение почти во всем диапазоне инфракрасных волн, обладают хорошей чувствительностью ($10^{-6} \div 10^{-10}$ *вт*) и могут быть использованы для обнаружения целей, имеющих температуру, незначительно превышающую температуру окружающего фона. Но они имеют большую инерционность* (0,01 ÷ 0,02 *сек*), так как принцип их работы основан на нагреве чувствительного элемента [13].

В фотоэлементах используется три вида фотоэлектрического эффекта: внешний, внутренний и в запирающем слое. В тепловых головках самонаведения чаще всего применяют фотоэлементы с внутренним фотоэффектом, называемые обычно фотосопротивлениями.

При внутреннем фотоэффекте энергия падающего лучистого потока расходуется на увеличение числа свободных электронов внутри вещества. Электрическая проводимость вещества в этом случае повышается.

Таким образом, внутренним фотоэффектом называется явление увеличения электропроводимости вещества под действием падающей на него лучистой (световой или

---

* Инерционностью называют время с момента облучения чувствительного элемента до достижения фототоком на выходе приемника максимальной величины. Одна треть этого времени называется постоянной времени чувствительного элемента.

инфракрасной) энергии. Эту дополнительную электропроводимость называют фотопроводимостью.

Внутренний фотоэффект особенно сильно проявляется в полупроводниках. В зависимости от природы полупроводника (электронной или дырочной) носителями тока могут являться как электроны, так и дырки (недостаток электронов в атоме).

При облучении лучистой энергией полупроводника электроны, находящиеся внутри него, приобретают дополнительную энергию и из связанных превращаются в свободные. В результате проводимость полупроводника возрастает. Чем интенсивнее облучается полупроводник, тем сильнее уменьшается его сопротивление.

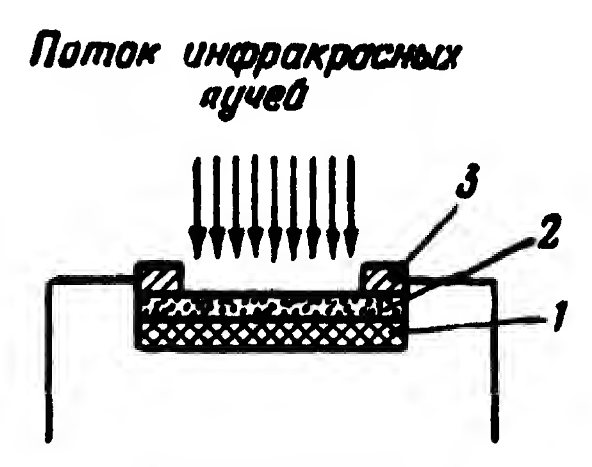


Рис. 26. Схема фотосопротивления:

1 — изолирующая подложка; *2* — полупроводниковый чувствительный слой; *3* — электроды

Конструкция фотосопротивления (рис. 26) весьма проста: на подложку *1* (чаще всего она стеклянная) наносят очень тонкий слой полупроводника *2* и поверх слоя металлические электроды *3*. Полученная пластинка помещается в пластмассовую оправу или в стеклянный корпус с прозрачным для падающего излучения окном. Металлические электроды, осуществляющие надежный контакт с краями фотосопротивления, присоединяются к выводам, включаемым в цепь последовательно с источником питания. Чувствительный слой покрывается тонкой пленкой лака для защиты фотосопротивления от окружающей среды. Эта пленка должна быть прозрачной для принимаемых излучений. Для повышения чувствительности фотосопротивления обычно сильно охлаждают. Фотосопротивления до определенной частоты модуляции практически безынерционны (время реагирования от нескольких микросекунд до миллисекунд).

В настоящее время созданы и разрабатываются фотосопротивления различных видов. При создании новых типов приемников инфракрасных лучей за границей стремятся к переходу в более длинноволновую область инфракрасного спектра. Стремление к освоению этой области спектра объясняется тем, что приемники, чувствительные к длинноволновым излучениям, позволяют обнаруживать низкотемпературные объекты, что повышает эффективность действия инфракрасных приборов.

На рис. 27 приведены спектральные характеристики наиболее распространенных в настоящее время полупроводниковых сопротивлений [16].

Диапазон волн, в котором наблюдается наибольшая чувствительность фотосопротивления, зависит от материала. Так, например, сернисто-свинцовые фотосопротивле-

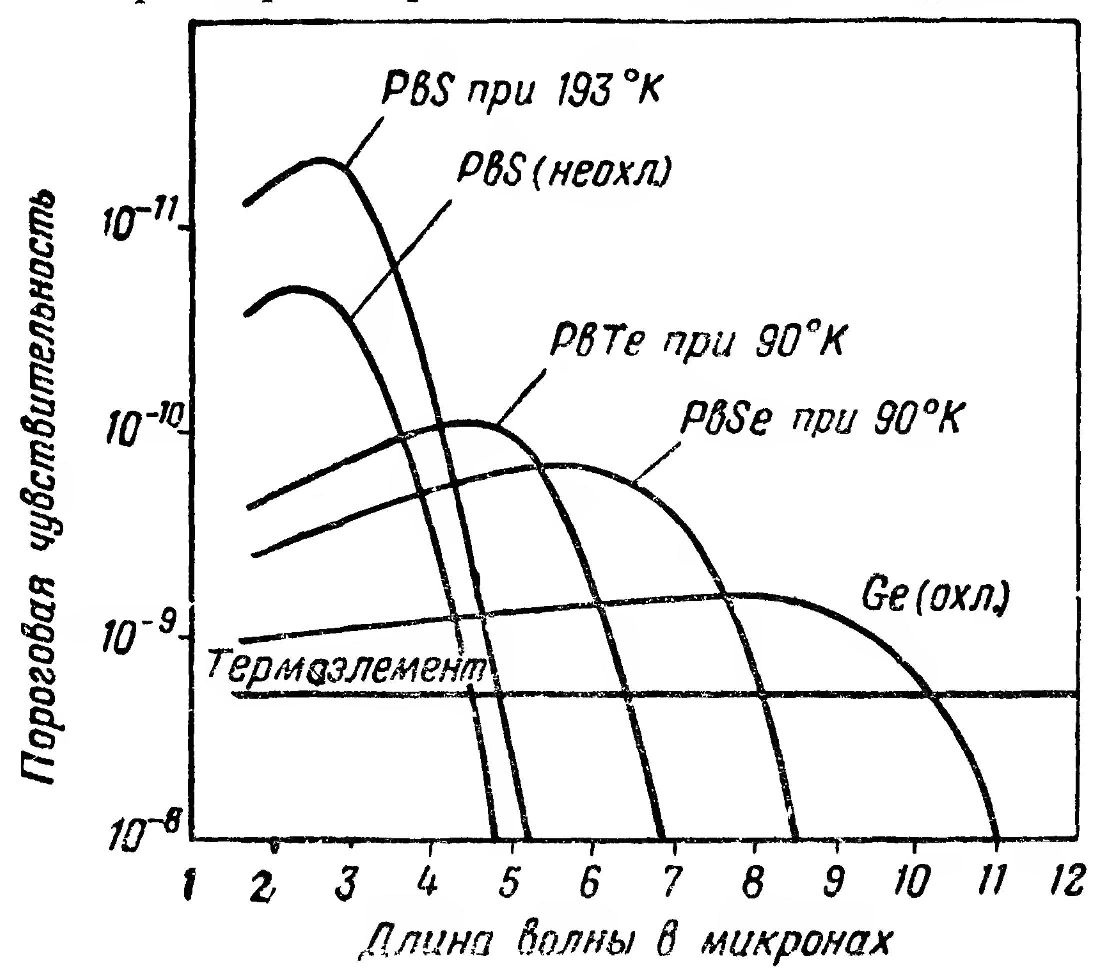


Рис. 27. Кривые спектральной чувствительности различных инфракрасных приемников

ния PbS обладают максимальной чувствительностью в диапазоне 3—3,5 *мк*. У фотосопротивлений, в состав которых входят теллуристый PbTe или селенистый свинец PbSe, максимум чувствительности лежит в области более длинных волн, но они менее чувствительны. Понижение чувствительности таких фотосопротивлений компенсируется значительным увеличением спектра принимаемых длин волн инфракрасного излучения.

Полупроводниковые фотосопротивления, разработанные в последние годы (германий, сурьмянистый индий и др.), способны работать на волнах до 10 *мк*. Эти фотосопротивления позволяют обнаруживать объекты с низкотемпературным излучением. Монокристалл антимонида индия может использоваться не только при глубоком охлаждении, но и при комнатной температуре. При этом, хотя общая его чувствительность уменьшается, спектральный диапазон от 1 до 6 *мк* практически охватывается полностью. Эти фотосопротивления очень быстро реагируют на изменение

лучистого потока (постоянная времени меньше одной микросекунды).

Особенно широко используется для изготовления фотосопротивлений специально обработанный германий с различными примесями. Так, если чистый германий обнаруживает инфракрасное излучение с длиной волны лишь до 1,8 *мк*, то при введении некоторых примесей максимум чувствительности сдвигается в область более длинных волн, что позволяет успешно использовать германиевые фотосопротивления для обнаружения целей, температура которых невелика. Так, одна американская фирма [16, 17] разработала фотоэлементы из германия, легированного золотом и охлаждаемого до температуры жидкого азота (—195° С). Эти фотоэлементы имеют пороговую чувствительность* $5 \cdot 10^{-11}$ *вт*, постоянную времени 0,2 *мксек* и максимум излучения на 10 *мк*.

Чувствительные элементы приемников излучения, используемых в тепловых головках самонаведения, обычно весьма малы, что необходимо для повышения чувствительности. Отношение площади входного отверстия оптической системы к площади чувствительного элемента приемника определяет оптическое усиление системы. Чем больше оптическое усиление, тем меньше облученность входного отверстия оптической системы, при которой еще возможно наведение, и, следовательно, тем больше дальность поражения цели.

Для повышения чувствительности и расширения полосы принимаемых частот фотосопротивления сильно охлаждают (рис. 27). При охлаждении сернистого свинца до температуры 193° К полоса улавливаемых частот расширяется примерно на 0,5 *мк*, а чувствительность увеличивается более чем в 10 раз. Необходимо, однако, отметить, что с охлаждением возрастает инерционность фотосопротивлений.

Обтекатели для инфракрасных систем. Инфракрасные системы самонаведения, как и радиолокационные, снабжаются обтекателем (рис. 23), который должен обладать высокой прозрачностью по отношению к инфракрасным лучам того участка спектра, в котором работает головка самонаведения. Обтекатель должен быть также достаточно прочным и выдерживать высокую температуру.

---

* Пороговой чувствительностью называется минимальная величина мощности излучения в ваттах, которая может быть зарегистрирована фотоэлементом.

По мнению иностранных специалистов, еще не получен такой материал, который полностью удовлетворял бы всем требованиям.

Количество прочных и стойких материалов, пропускающих инфракрасное излучение с длиной волны более 3 *мк*, очень мало. Наиболее распространены: трехсернистый мышьяк, кремний, искусственный сапфир, кварц, фтористый литий, кристалл окиси магния и флюорит. Каждый

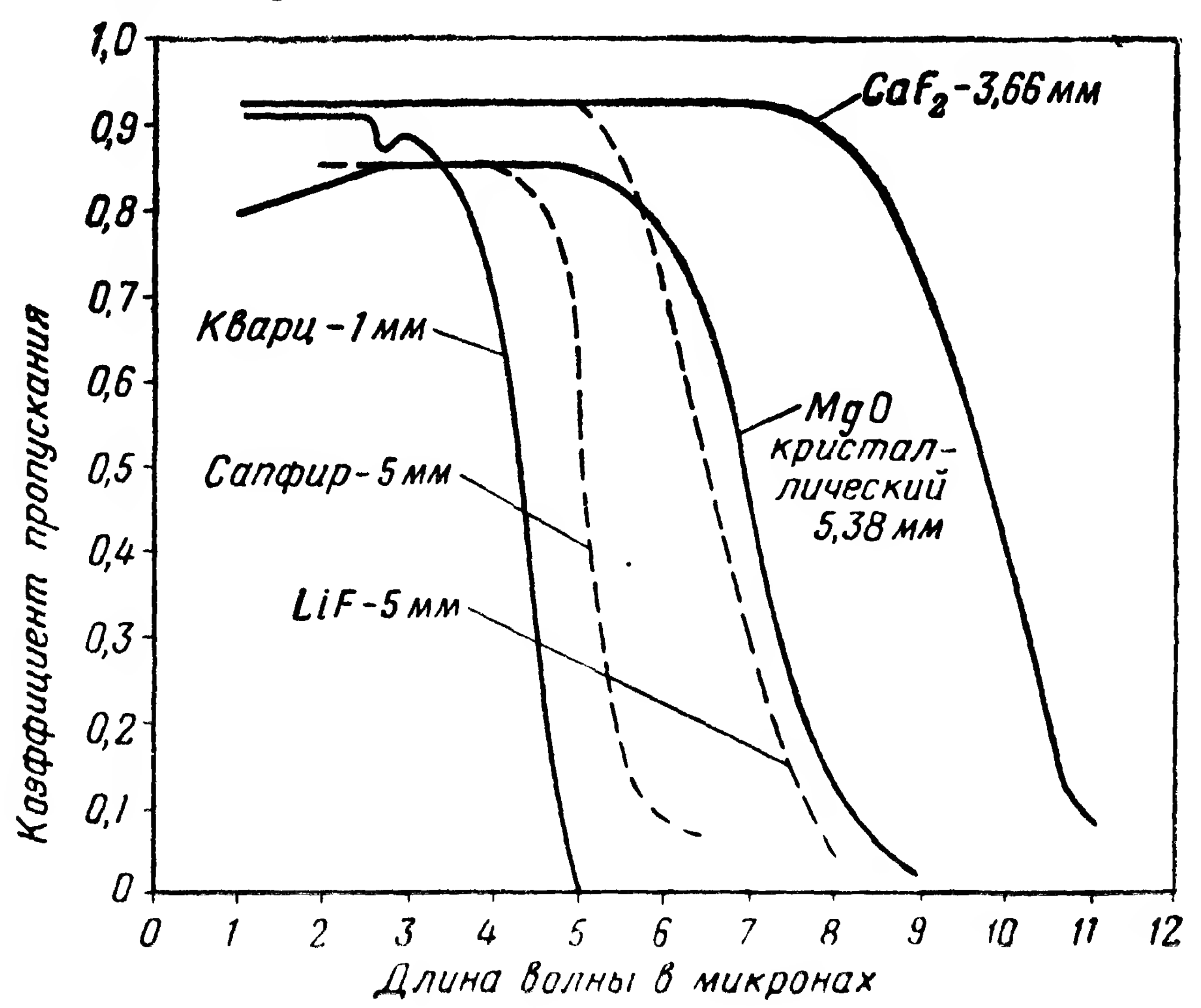


Рис. 28. Спектр пропускания кристаллических материалов (цифры у названия кристалла указывают толщину слоя пропускания)

из этих материалов наряду с преимуществами имеет и недостатки [6].

Так, например, обтекатель из трехсернистого мышьяка (фирменное название — сервофакс) пропускает приблизительно 70% инфракрасной энергии в диапазоне волн от 1,5 до 10 *мк* и относительно недорог. Однако этот материал не может удовлетворительно работать при температуре свыше 150° С, возникающей вследствие аэродинамического нагрева обтекателя при больших скоростях полета [18].

На рис. 28 изображены кривые пропускания для кварца, искусственного сапфира, фтористого лития (LiF), кристалла окиси магния (MgO) и флюорита (CaF_2).

Из графиков видно, что эти материалы по-разному пропускают инфракрасные лучи до 9—11 *мк* [6].

Оптические системы. Оптическая система тепловой головки устанавливается в головной части ракеты и предназначена для собирания лучистого потока, падающего на приемное окно координатора цели, и направления его на чувствительный элемент. Оптическая система, используемая для тепловых координаторов цели, может быть линзовой, зеркальной или смешанной.

Линзовая оптическая система состоит из одной линзы или нескольких линз. Испускаемый фоном и целью лучистый поток приходит к поверхности первой линзы в виде пучка параллельных лучей. Обычно в координаторах применяют собирательную линзовую систему, поэтому лучи после преломления собираются в фокальной плоскости (рис. 29), в которой устанавливается чувствительный элемент.

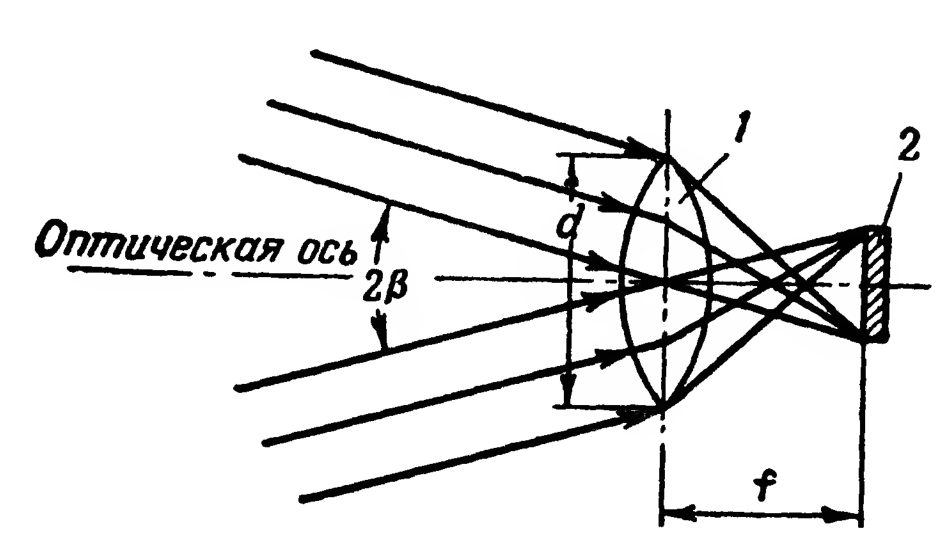


Рис. 29. Оптическая система:
1 — линза; *2* — чувствительный элемент

Оптическая система характеризуется углом зрения 2β, площадью приемного окна $S_{пр}$ и фокусным расстоянием *f*. Угол зрения координатора обычно берется небольшим, что уменьшает возможность попадания на чувствительный элемент лучистой энергии от мешающих предметов, фона и других целей.

Площадь приемного окна для линзовых систем определяется диаметром объектива *d*. Чем больше площадь приемного окна, тем большее количество лучистой энергии может быть собрано и сфокусировано на чувствительный элемент. Но не весь лучистый поток, попадающий на приемное окно теплового координатора, проходит линзовую оптическую систему. Часть лучистой энергии теряется. Потери обусловлены поглощением, рассеянием и отражением лучистой энергии в оптике. Это основной недостаток линзовой системы.

Зеркальная оптическая система (рис. 30) представляет собой параболическое зеркало, которое соби-

рает лучи в одной точке (фокусе), в которой располагают чувствительный элемент. Поверхность тщательно обработанного зеркала покрывают тонким слоем хорошо отражающего инфракрасные лучи материала (серебро, золото, медь или алюминий), который для инфракрасных лучей длиной волны в 1—2 *мк* имеет коэффициент отражения выше 95% [19]. Такие зеркала хорошо отражают и более

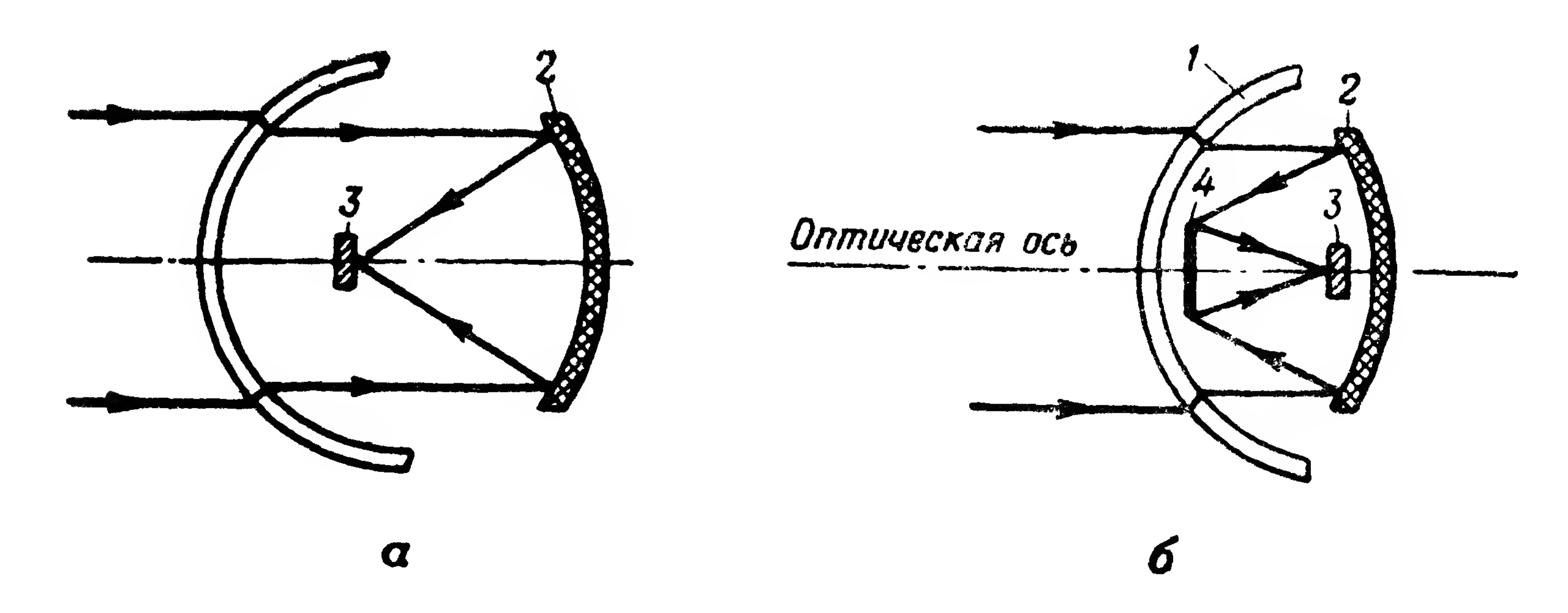


Рис. 30. Зеркальная оптическая система:
а — длиннофокусная; *б* — короткофокусная; *1* — обтекатель; *2* — сферическое зеркало; *3* — чувствительный элемент; *4* — плоское вторичное зеркало

длинные инфракрасные волны. Обычно используют алюминий, хорошо отражающий ультрафиолетовые, видимые и инфракрасные лучи [6].

В зеркальной оптической системе теряется незначительная часть принятой энергии. К тому же зеркальная система значительно проще линзовой. Она имеет большую площадь приемного окна, что весьма выгодно, так как от этого зависит дальность действия теплового координатора цели.

Для уменьшения размеров длиннофокусной зеркальной системы (рис. 30, *а*) между зеркалом и обтекателем помещают плоское вторичное зеркало *4* (рис. 30, *б*). Недостатком как линзовых, так и зеркальных оптических систем является сферическая аберрация.

Смешанные (зеркально-линзовые) оптические системы (рис. 31) уменьшают аберрацию линзы или зеркала. Но конструкция такой системы усложняется: возрастают потери лучистой энергии в дополнительно устанавливаемых линзах и зеркалах. Причем, чем больше поверхностей встречает на своем пути луч, тем значительнее потери лучистой энергии. Так, например, если

коэффициент отражения поверхности, покрытой алюминием, равен 90% в видимой части спектра и 95% в инфракрасной области до 10 *мк* [6], то при отражении луча от двух алюминиевых поверхностей коэффициенты отражения соответственно уменьшаются до 81 и 90%.

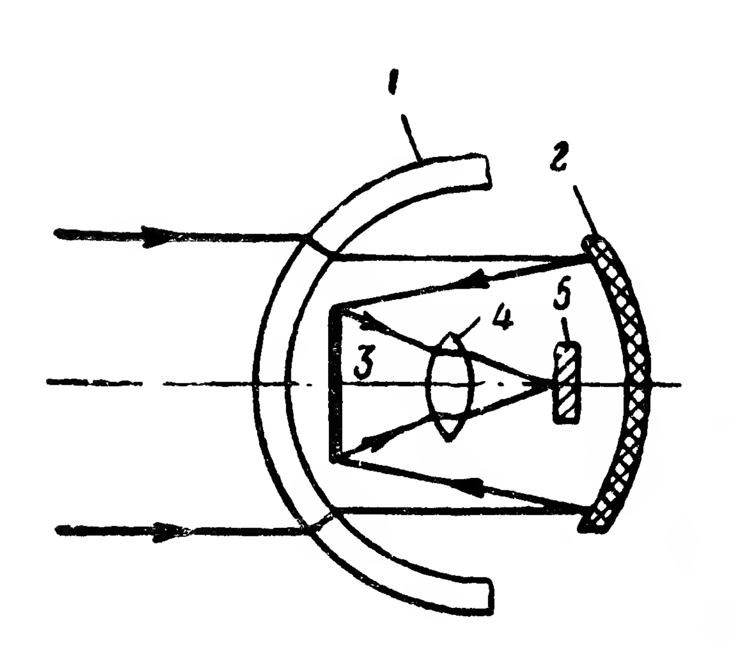


Рис. 31. Зеркально-линзовая оптическая система:

1 — обтекатель; *2* — сферическое зеркало; *3* — плоское вторичное зеркало; *4* — корректирующая линза; *5* — чувствительный элемент

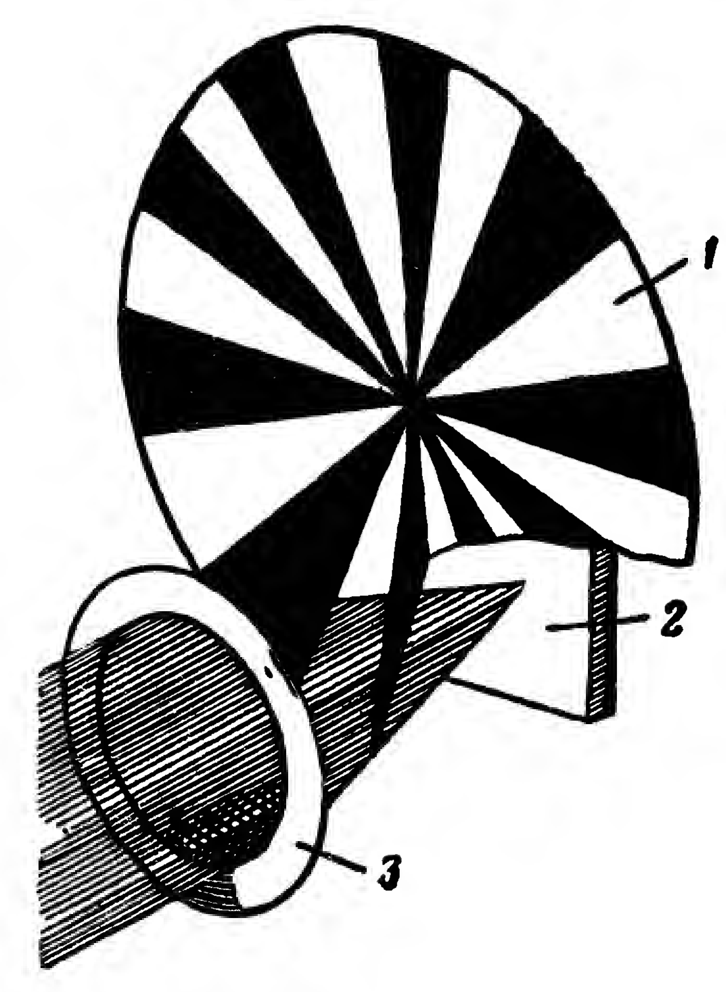


Рис. 32. Схема модуляции лучистого потока:

1 — модулирующий диск; *2* — чувствительный элемент; *3* — оптическая система

Модулирующие устройства позволяют автоматически определять угол отклонения цели от оптической оси координатора и представляют собой диск-заслонку с прозрачными и непрозрачными участками различной конфигурации. Диски располагаются на пути распространения инфракрасных лучей между чувствительным элементом и оптикой (рис. 32) и предназначены для преобразования (модуляции) входящего лучистого потока в переменный сигнал. Форма прозрачных и непрозрачных участков дисков выбрана такой, что любое отклонение луча вызывает изменение формы или частоты модулируемого сигнала. Переменный сигнал используется для автоматического сопровождения цели почти так же, как и в радиолокационном координаторе.

Познакомимся с некоторыми модулирующими дисками, нашедшими применение в немецких головках самонаведения. Так, в тепловой головке «Гамбург» модулирующая заслонка имела вид, показанный на рис. 33, *а*; в головке

«Мадрид» прозрачным был лишь один квадрант круга (рис. 33, *б*).

На рис. 33, *в* показан диск, с помощью которого направление на цель определялось в полярных координатах. Непрозрачная заслонка вырезана по спирали Архимеда, поэтому в фотоэлементе возникают импульсы тока, длительность которых пропорциональна удалению изображения от центра заслонки. Импульсы фототока сравнивались

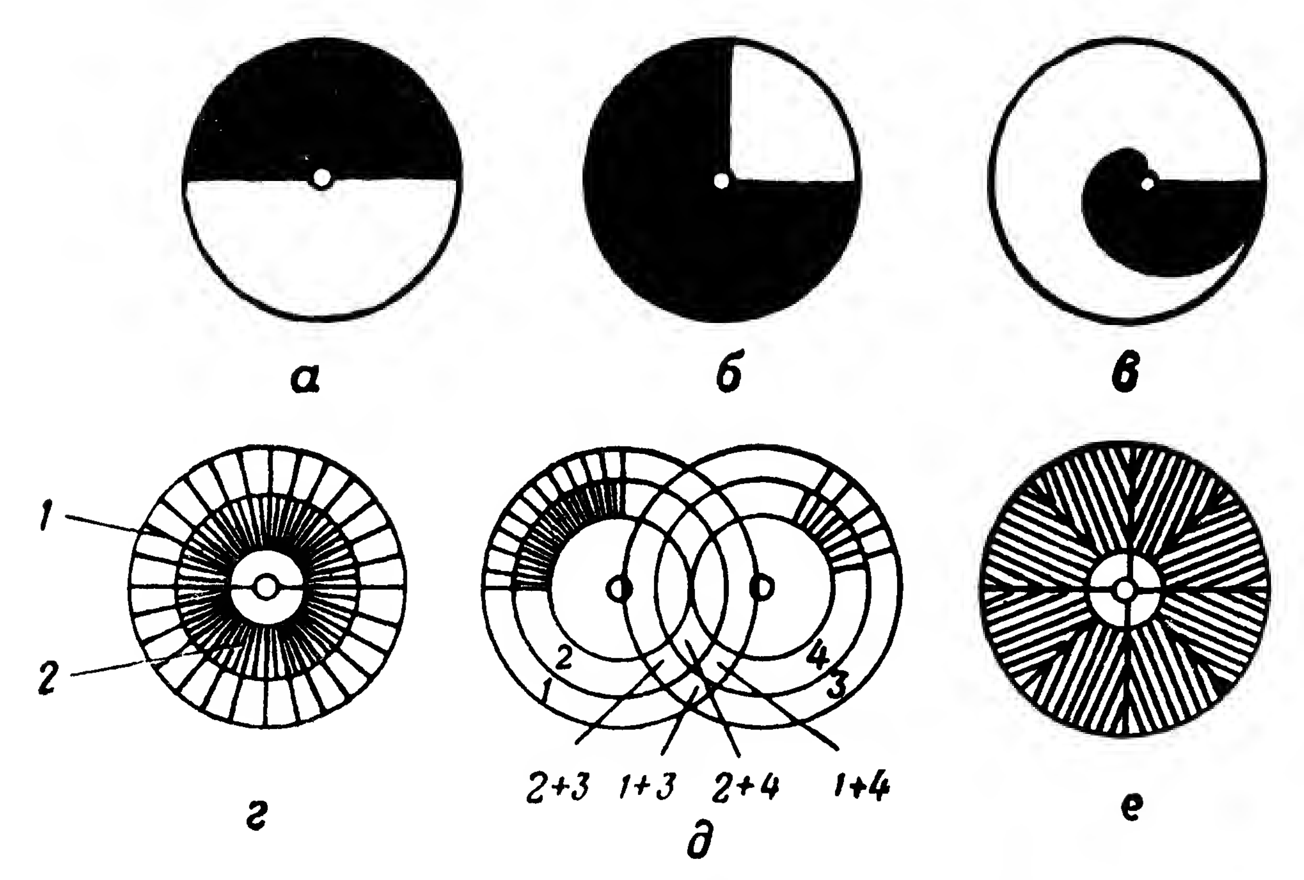


Рис. 33. Форма модулирующих дисков

с синусоидальным опорным напряжением. Выработанное в результате этого сравнения управляющее напряжение подавалось на рулевые органы.

Для определения положения цели в одной плоскости применяют модулирующий диск, имеющий два разделенных между собой растра. На каждом растре нанесены чередующиеся светлые и темные штрихи, причем число штрихов на внутреннем и внешнем растрах неодинаково (рис. 33, *г*).

Предположим, что изображение цели, сфокусированное объективом, попадает на внешний растр *1*. Цель в этом случае находится ниже оптической оси, так как объектив перевертывает изображение. Если модулирующий диск вращать с постоянной скоростью, то лучистый поток от цели будет прерываться (модулироваться) с частотой F_1, так как на чувствительный элемент лучистый поток попадает только в тот момент, когда светлый штрих растра находится против изображения цели. Если изображение цели

попадает на внутренний растр *2*, то частота модуляции лучистого потока будет равна F_2. Лучистый поток вообще не будет модулироваться, когда изображение цели попадает на разделительную линию. Это означает, что ось координатора точно направлена на цель.

Таким образом, при помощи модулирующего диска удается получить на выходе чувствительного элемента серии импульсов, частота которых зависит от положения цели относительно оптической оси координатора в одной плоскости. Если цель располагается ниже оси координатора, то частота импульсов будет равна F_1, если выше — F_2.

Для однозначного определения направления на цель в двух плоскостях применяют модулирующее устройство с двумя дисками. Благодаря установке двух модулирующих дисков с различным числом прорезей (рис. 33, *д*) образуются четыре перекрывающихся поля, каждое из которых определяет две частоты из четырех возможных частот модуляции. С выхода усилителя такая смесь частот подается на фильтрующие каскады. По выделенным сигналам судят об отклонении ракеты от цели [8].

При применении простейших модулирующих дисков, рассмотренных выше, сигнал на выходе чувствительного элемента зависит лишь от знака угла рассогласования (вверх или вниз, вправо или влево), но не зависит от величины этого угла. Для того чтобы получить управляющие сигналы, пропорциональные углу отклонения оси ракеты от направления на цель, модулирующие диски должны быть более сложными (рис. 33, *е*).

Разложение принимаемого сигнала по двум каналам. Процесс самонаведения. В иностранной печати [8] приводится схема головки самонаведения с двумя модулирующими дисками (рис. 34).

Лучистый поток от цели воспринимается объективом *1*, проходит через фильтр *2* и модулирующие диски *3*. Модулирующие диски вращаются электродвигателем *5*, число оборотов которого поддерживается постоянным с помощью регулятора оборотов *4*.

В зависимости от того, на какой растр попадет изображение цели, т. е. в зависимости от положения цели относительно ракеты, ее излучение будет модулироваться вращающимися дисками с той или иной частотой.

Лучистая энергия от цели и фона, пройдя модулирующие диски, фокусируется конденсором *6* на фотосопро-

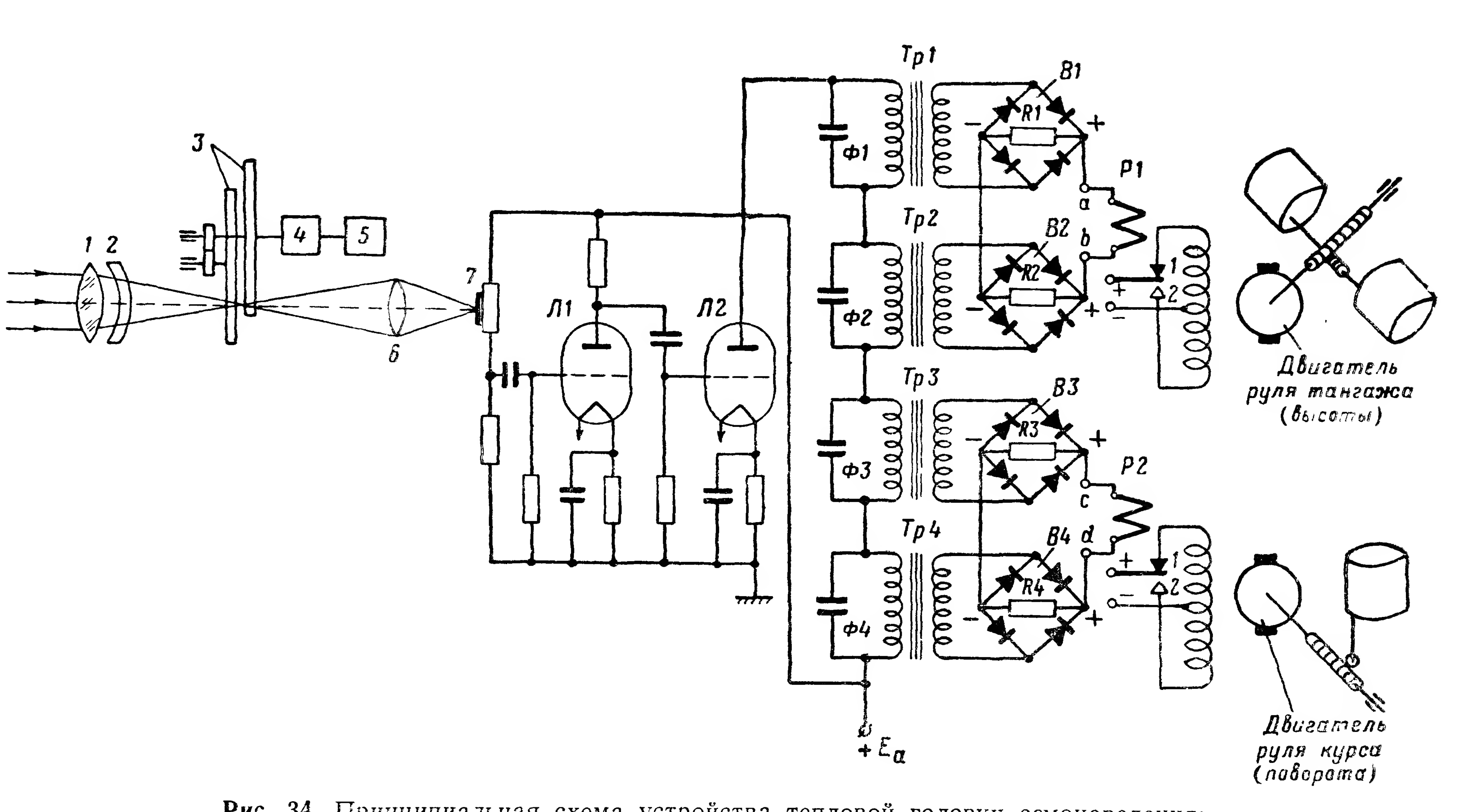


Рис. 34. Принципиальная схема устройства тепловой головки самонаведения:
1 — объектив; *2* — оптический фильтр; *3* — модулирующие диски; *4* — регулятор оборотов, *5* — электродвигатель; *6* — конденсор; *7* — приемник излучения (фотосопротивление)

тивление 7. Затем сигнал усиливается, разделяется фильтрами и используется для наведения ракеты.

Рассмотрим работу схемы. Предположим, что ось координатора совпадает с осью ракеты и с направлением на цель. В этом случае лучистый поток от цели попадает на фотосопротивление через безрастровые полоски дисков. На выходе схемы не образуется управляющих напряжений, и рули не изменят направления полета ракеты.

Если цель отклонилась от оси координатора, то лучистый поток будет модулироваться с определенными частотами. Один диск будет модулировать лучистый поток с частотой F_1 или F_2 (при отклонении цели вверх или вниз от оптической оси), а второй — с частотой F_3 или F_4 (при отклонении цели влево или вправо). Два диска нужны для того, чтобы обеспечить управление по двум каналам: тангажу и курсу. Диски вращаются синхронно от одного двигателя, но выполнены так, что модулируют лучистый поток поочередно. Для этого одну половину каждого из дисков делают прозрачной. Диски устанавливают так, чтобы штрихи растров не накладывались друг на друга, а безрастровые полоски пересекались на оси координатора под прямым углом. Если число штрихов на растрах разное, то частота модуляции потока будет характеризовать направление отклонения цели относительно оси координатора: вверх, вниз, влево, вправо.

Рассмотрим, как же происходит выделение сигналов и соответствующий поворот рулей.

Слабые импульсы переменного электрического тока, получаемые на выходе фотосопротивления, усиливаются двухкаскадным усилителем (Л1 и Л2).

Нагрузкой второй лампы являются включенные последовательно четыре фильтра Ф1 — Ф4, образованные первичными обмотками трансформаторов Тр1 — Тр4 и конденсаторами. Фильтры настроены на различные частоты (соответственно F_1 — F_4). Каждый фильтр с помощью вторичных обмоток трансформаторов связан с выпрямительными мостиками В1—В4. Выпрямительные мостики В1 и В2 питают обмотку поляризованного реле Р1, а мостики В3 и В4 — обмотку поляризованного реле Р2.

При поступлении на цепочку фильтров усиленных электрических сигналов с частотой F_1 (цель ниже оси координатора) в первичной обмотке трансформатора Тр1 фильтра Ф1 возникает переменное напряжение. Выпрямитель В1 выпрямляет наводимое во вторичной обмотке трансфор-

матора переменное напряжение, создавая на зажимах $a - b$ напряжение U_1, которое условно примем за положительное.

При поступлении на фильтры усиленных электрических сигналов с частотой F_2 (цель выше оси координатора) на фильтре Ф2 возникает переменное напряжение. Выпрямитель В2 выпрямляет это напряжение, создавая на зажимах $a - b$ напряжение U_2 противоположного знака. Будем условно считать напряжение U_2 отрицательным. Положительное напряжение (цель ниже оси координатора) вызывает срабатывание поляризованного реле Р1 и переброс его подвижного контакта в положение *1*. Если цель находится выше оси координатора, то подвижный контакт займет положение *2*. Таким образом, в зависимости от направления тока в обмотке поляризованного реле Р1 его якорь замкнет контакты *1* или *2*. В соответствии с этим напряжение силовой батареи будет подано на одну или другую половину обмотки возбуждения исполнительного двигателя руля тангажа.

Двигатель руля тангажа поворачивает посредством червячных передач руль тангажа. Аэродинамический момент, созданный рулем, направляет ракету на цель. Как только ось ракеты совпадет с направлением на цель, сигнал уменьшится до нуля и корректирующее напряжение исчезнет. Аналогично работает и канал курса. Таким образом, в любой момент подается напряжение на двигатель управления по тангажу или курсу в зависимости от того, растр какого диска модулирует излучение от цели. Один из двигателей посредством червячных передач поворачивает в нужную сторону вертикальные рули ракеты, другой — горизонтальные. Отклонение рулей вызывает поворот ракеты относительно ее центра тяжести, и траектория полета ракеты изменяется в нужном направлении.

Время работы двигателя и, следовательно, угол поворота рулей зависят от времени нахождения реле Р1 и Р2 в возбужденном состоянии. В свою очередь время возбужденного состояния реле определяется длительностью импульсов переменного тока частоты F_1 или F_2 и F_3 или F_4, а значит, и величиной углового отклонения цели от оси координатора. Исполнительные двигатели поворачивают рули ракеты до тех пор, пока угловое отклонение не станет равным нулю.

Поиск цели и слежение за целью. Обычно тепловые координаторы имеют угол зрения не более $\pm 3^{\circ}$ [20], поэтому

для обнаружения цели координатор должен совершать поиск. Для поиска и слежения за целью, а также для удержания цели в поле зрения координатор устанавливают на гиростабилизированную платформу. Поиск обычно осуществляется путем подачи меняющихся по определенному закону напряжений на двигатели привода, которые разворачивают головку самонаведения, совершая обзор пространства по намеченному методу. При попадании цели, излучающей лучистый поток, в поле зрения приемного устройства координатора электрический сигнал от чувствительного элемента прекращает режим поиска и переключает двигатели привода координатора в режим автоматического слежения за целью.

Стабилизированная платформа монтируется в кардановом подвесе, который с помощью гироскопов стабилизируется по крену, тангажу и курсу так, чтобы сохранить угловое ориентирование платформы в пространстве постоянным, несмотря на движение ракеты. На платформе обычно монтируются две рамки с взаимно-перпендикулярными осями, которые поворачиваются соответствующими сервоприводами так, что ось прикрепленной к ним оптической системы теплового координатора наводится на цель.

Хотя описанная принципиальная схема тепловой головки самонаведения имеет мало общего с реальными конструкциями известных головок самонаведения, она дает наглядное представление об основах устройства и работы головок самонаведения.

Используемые тепловые координаторы цели более сложны и почти всегда содержат счетно-решающие и другие устройства, позволяющие обеспечить наведение ракеты по заданному методу и повысить точность наведения на цель [20].

На рис. 35 показана инфракрасная головка самонаведения американской ракеты класса «воздух — воздух» типа «Сайдуиндер». Головка имеет приемную оптическую систему с зеркальной оптикой, расположенной в носовой части ракеты. Снаружи инфракрасная головка закрыта обтекателем из материала, обладающего высокой прозрачностью для инфракрасных лучей. В фокусе оптической системы находится высокочувствительный и малоинерционный приемник из сернистого свинца, преобразующий тепловое излучение цели в электрические сигналы, которые с усилителей подводятся к системе управления (серворулям) ракеты.

Головка самонаведения обеспечивает автоматическое обнаружение цели и непрерывное удержание ее в поле зрения оптической системы.

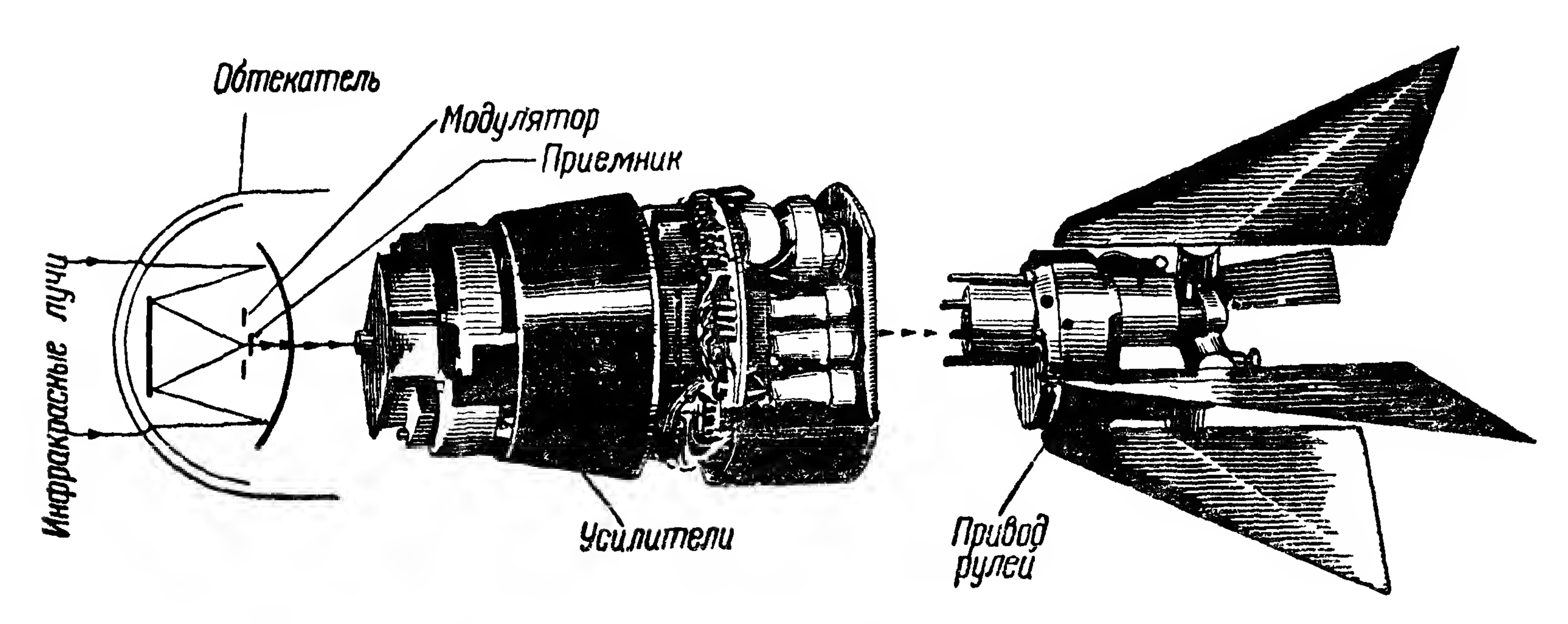


Рис. 35. Инфракрасная головка самонаведения американской ракеты класса «воздух — воздух» «Сайдуиндер»

Дальность действия инфракрасной системы самонаведения зависит от многих факторов, точно учесть которые очень трудно. Для примерной оценки дальности действия тепловой головки самонаведения необходимо подсчитать интенсивность лучистого потока, воспринимаемого чувствительным элементом. Как уже было сказано, мощность инфракрасного излучения с единицы поверхности определяется законом Стефана-Больцмана, т. е.

$$E = \varepsilon \sigma T^4.$$

Для подсчета мощности инфракрасного излучения со всей поверхности цели необходимо полученный результат умножить на площадь цели (источника излучения) $S_ц$. Таким образом, излучаемая целью мощность

$$E_ц = \varepsilon \sigma T^4 S_ц.$$

Однако входного отверстия оптической системы достигает незначительная доля общей мощности излучения цели. Величина Φ лучистого потока, достигающего приемника, определяется формулой

$$\Phi = \frac{E_ц S_{пр} \cos \alpha \eta_{атм} \eta_{опт}}{\pi Д^2},$$

где $E_ц$ — мощность инфракрасного излучения цели;
$S_{пр}$ — площадь приемного окна координатора;
α — угол между направлением на цель и нормалью к излучающей поверхности;

$\eta_{атм}$ и $\eta_{опт}$ — коэффициенты, учитывающие поглощение и рассеивание инфракрасного излучения атмосферой и оптикой тепловой головки;

Д — расстояние от ракеты до цели.

Для уверенного обнаружения и захвата цели по угловым координатам лучистый поток, испускаемый целью, должен превышать ту минимально допустимую величину $\Phi_{пор}$, которую в состоянии уловить приемник данной головки самонаведения. Величина $\Phi_{пор}$ называется пороговой чувствительностью приемника и должна удовлетворять условию:

$$\Phi_{пор} \leqslant \frac{\varepsilon \sigma S_ц T^4 S_{пр} \cos \alpha \eta_{атм} \eta_{опт}}{\pi Д^2}.$$

Из этого условия можно найти максимальную дальность действия тепловой головки

$$Д_{макс} = \sqrt{\frac{\varepsilon \sigma S_ц T^4 S_{пр} \cos \alpha \eta_{атм} \eta_{опт}}{\pi \Phi_{пор}}}.$$

При расчетах необходимо учитывать, что величина $\eta_{атм}$ не постоянна, а зависит от метеоусловий, высоты цели, дальности до нее и от других причин.

Величина $\Phi_{пор}$ должна соответствовать пороговой чувствительности используемого приемника для данного типа излучения [6].

Преимущества и недостатки инфракрасных систем самонаведения. Инфракрасные системы обладают, с одной стороны, рядом существенных преимуществ по сравнению с радиолокационными, с другой стороны, имеют некоторые недостатки. В зависимости от условий боевого применения целесообразно использовать ту или иную систему самонаведения.

К достоинствам инфракрасных систем относят их малую подверженность помехам. В противоположность радиолокаторам инфракрасное излучение цели, по мнению иностранных специалистов, не может быть скрыто. Помехи, которые могут нарушить работу инфракрасной системы путем создания ложных источников излучения, создать чрезвычайно трудно.

По сравнению с радиолокационными инфракрасные головки самонаведения проще по конструкции, меньше по габаритам, легче и дешевле (рис. 36). Например, ракета «Фалкон» с радиолокационной головкой самонаведения

стоит примерно в 10 раз дороже, чем ракета «Сайдуиндер», несмотря на то, что они предназначены для выполнения одних и тех же задач. В тепловой головке «Сайдуиндер» используется всего семь электронных ламп, тогда как в ракете «Фалкон» их используется несколько десятков.

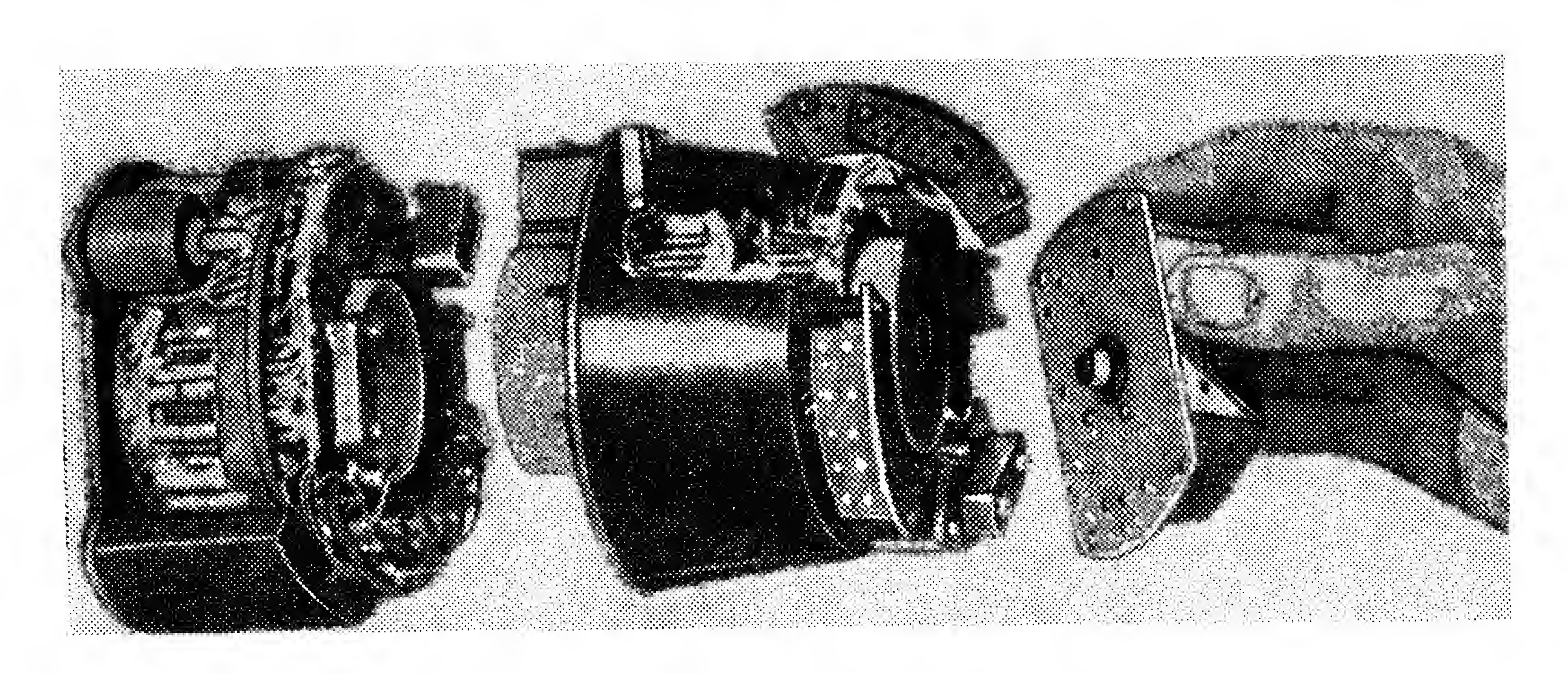


Рис. 36. Тепловая головка самонаведения ракеты «Фолкон» класса «воздух — воздух»

Кроме того, инфракрасные системы обладают высокой разрешающей способностью. Это обусловлено тем, что угловая разрешающая способность (способность выделять отдельные объекты) определяется отношением размеров входного отверстия оптики (или в случае радиолокационной системы — размерами антенны) к длине волны обнаруживаемого излучения [21]. Поэтому приборы, основанные на использовании инфракрасного излучения, обычно имеют гораздо большую разрешающую способность при меньших размерах действующего отверстия приемной антенны (оптики).

Инфракрасные системы работают на частотах в 1000—10 000 раз выше частот, используемых в обзорных радиолокаторах.

Так, один из радиолокаторов, работающий на волне 8 *мм*, с диаметром рефлектора антенны в 300 *мм* способен на расстоянии 8 *км* различить два самолета как отдельные цели, если интервал между ними не менее 400 *м*. Тепловая головка, имеющая зеркальную оптическую систему диаметром всего 75 *мм*, способна в тех же условиях различить раздельно двигатели двухмоторного самолета [22].

Ракеты, управляемые инфракрасной головкой самонаведения, обладают высокой точностью наведения. В иностранной печати приводится следующий факт. Ракета класса «воздух — воздух» «Сайдуиндер», управляемая тепловой головкой самонаведения, сбивала источник излучения, установленный на концах крыльев, оставляя мишень неповрежденной [23].

Основным недостатком инфракрасных систем считают то, что они, являясь «пассивными» системами, не позволяют измерять расстояние до цели подобно тому, как это делается в радиолокационных координаторах. В результате этого цели, лежащие на одном направлении, создают серьезные помехи для наведения. К тому же дальность действия инфракрасных головок зависит от метеорологических условий и времени суток. Инфракрасные головки хорошо работают ночью и значительно хуже днем. Серьезно ограничивают применение ракет с тепловыми головками естественные помехи, такие, как излучение фона — ночного неба, облаков, окружающих строений, водной поверхности. Возможно ложное наведение ракет. Например, инфракрасная энергия солнца, отраженная от быстроменяющейся облачности, может отвлечь ракету от цели с реактивным двигателем. Для устранения этого недостатка приходится разрабатывать способы компенсации действия мешающего излучения [24].

Инфракрасные системы самонаведения могут применяться для ракет классов «земля — воздух», «воздух — воздух» и «воздух — земля». Для ракет класса «земля — земля» их применение считается возможным лишь в сочетании с другими системами наведения (например, с автономной).

За границей считают, что инфракрасная система перспективна для перехвата баллистических ракет.

4. Оптическая система самонаведения

Оптическое самонаведение основано на определении направления на источник светового излучения. Применяются головки самонаведения пассивного типа, реагирующие на световые лучи, излучаемые или отражаемые целью.

Целями, хорошо отражающими видимый свет, являются бетонированные полосы аэродромов, шоссейные дороги и автострады, мосты через большие реки, корабли в море, самолеты в небе и т. п. Хорошими целями также являются источники света. Оптические головки самонаведения, как

правило, устанавливаются на ракетах класса «воздух — земля», реже «воздух — воздух».

Оптическая головка самонаведения может работать лишь в том случае, если цель обладает достаточной световой контрастностью на окружающем фоне. В качестве измерителя, реагирующего на световой контраст цели, используется оптический координатор цели, который конструктивно ничем не отличается от теплового координато-

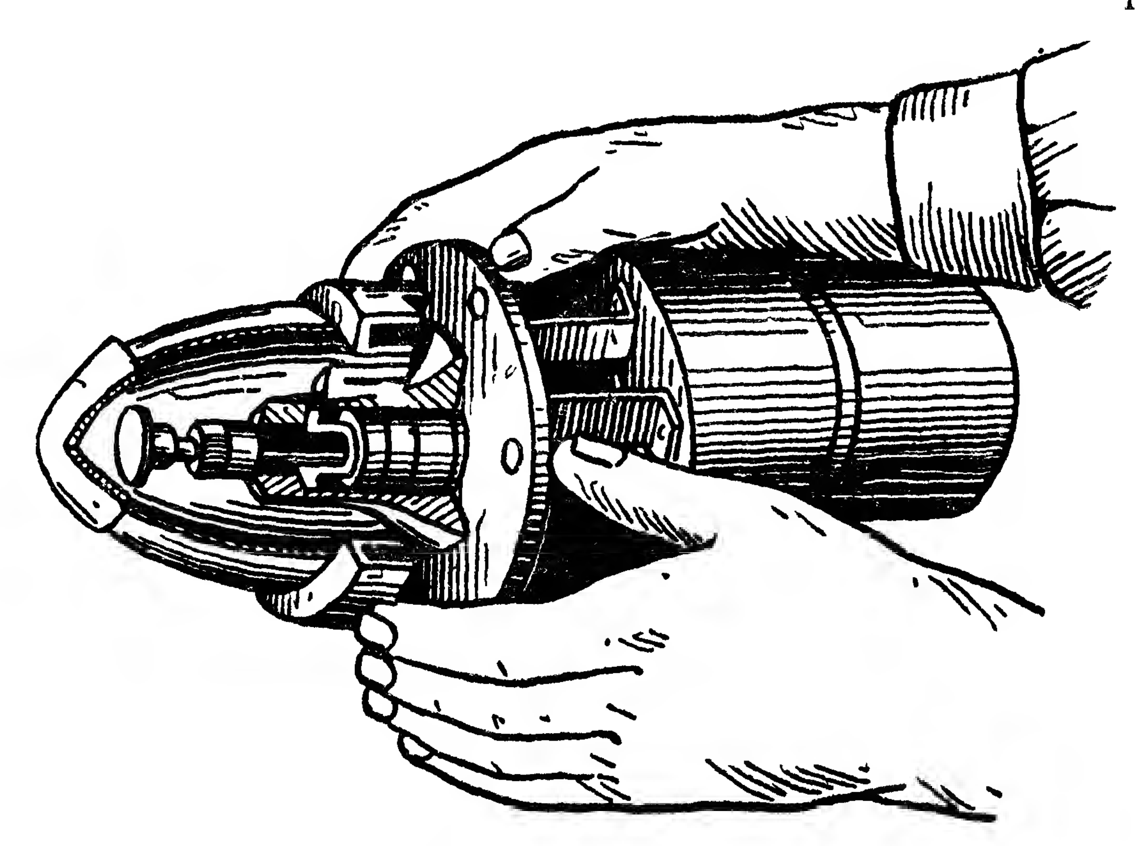


Рис. 37. Оптическая система самонаведения SOLO

ра. Различие состоит лишь в типе используемого чувствительного элемента, в том, что в тепловых координаторах используется чувствительный элемент, реагирующий на тепловое излучение цели, а в оптических координаторах используется чувствительный элемент, воспринимающий световое излучение цели.

Оптический координатор начинает вырабатывать сигналы управления на определенном расстоянии. Дальность действия координатора зависит от яркости цели и фона. Чем больше разница в яркости, т. е. чем цель контрастнее, тем больше дальность действия. Оптические координаторы цели не получили широкого распространения, так как их работа зависит от метеорологических условий, времени суток и года и из-за небольшой дальности действия.

Работу оптической системы самонаведения рассмотрим на примере селективной оптической головки наведения SOLO (рис. 37), разработанной американской фирмой для небольших тактических ракет класса «воздух — земля».

Оптическая система наведения захватывает цель на поверхности суши или воды и работает в диапазоне видимых световых лучей. Вес всего устройства, включая оптику, гироскопические стабилизаторы и полупроводниковую электрическую схему, как предполагают, не превышает 4,5 *кг*. Испытания системы селективного оптического захвата показали, что ракеты с расстояния 3,2 *км* наводятся на цель с ошибкой в 8—16 *м*.

Головка самонаведения гиростабилизирована на площадке, размещенной в носовой части ракеты. Чувствительным устройством является фотоэлемент, который воспринимает цель, как совокупность темных и светлых пятен.

Для уяснения процесса наведения ракеты рассмотрим случай, когда цель поражается ракетой класса «воздух — земля».

Перед запуском пилот наводит ракету на цель с помощью бомбоприцела так, чтобы цель находилась в центре поля зрения головки, составляющем около 0,6°. После того как цель будет захвачена, оптическая головка начинает действовать самостоятельно. Оптика системы стабилизирована по трем осям с помощью гироскопов, которые раскручиваются перед стартом и вращаются затем по инерции.

Если направить объектив системы на некоторый участок местности, на котором имеется цель, то оптическая головка самонаведения выделит от нее контрастное пятно и выработает такой сигнал управления автопилотом, который повернет ракету на цель. По мере приближения ракеты к цели изображение цели в координаторе постепенно меняется в результате сужения площади обзора. Вследствие этого система может несколько повернуть ракету в направлении нового центра. Однако ракета всегда наводится на цель.

Система может захватывать различного рода даже неясно выраженные цели. Так, система наведения, установленная на легком самолете, захватывала группу деревьев и взлетную дорожку аэродрома, находящиеся на расстоянии нескольких километров.

Преимуществом оптической системы считается ее сравнительно надежная защищенность от контрмер противника. Чтобы отклонить ракету, противник должен либо разместить в зоне цели серию огней и затем медленно перемещать их в сторону от цели, либо закрывать цель дымами. Система работает на высотах до 12 *км*, имея даль-

микрофона, то звуковые колебания до обоих микрофонов доходят одновременно. При смещении цели (ракеты) в сторону звуковые колебания приходят от цели к одному микрофону раньше, чем к другому. По разности времени прихода звука к микрофонам определяют угол между направлением на цель и осью координатора.

В акустической головке самонаведения, как и в головках других типов, угол измеряется в двух плоскостях: по курсу и тангажу. Для этого на ракете устанавливают две пары микрофонов и размещают их взаимно-перпендикулярно. Одна пара определяет угловые координаты цели по

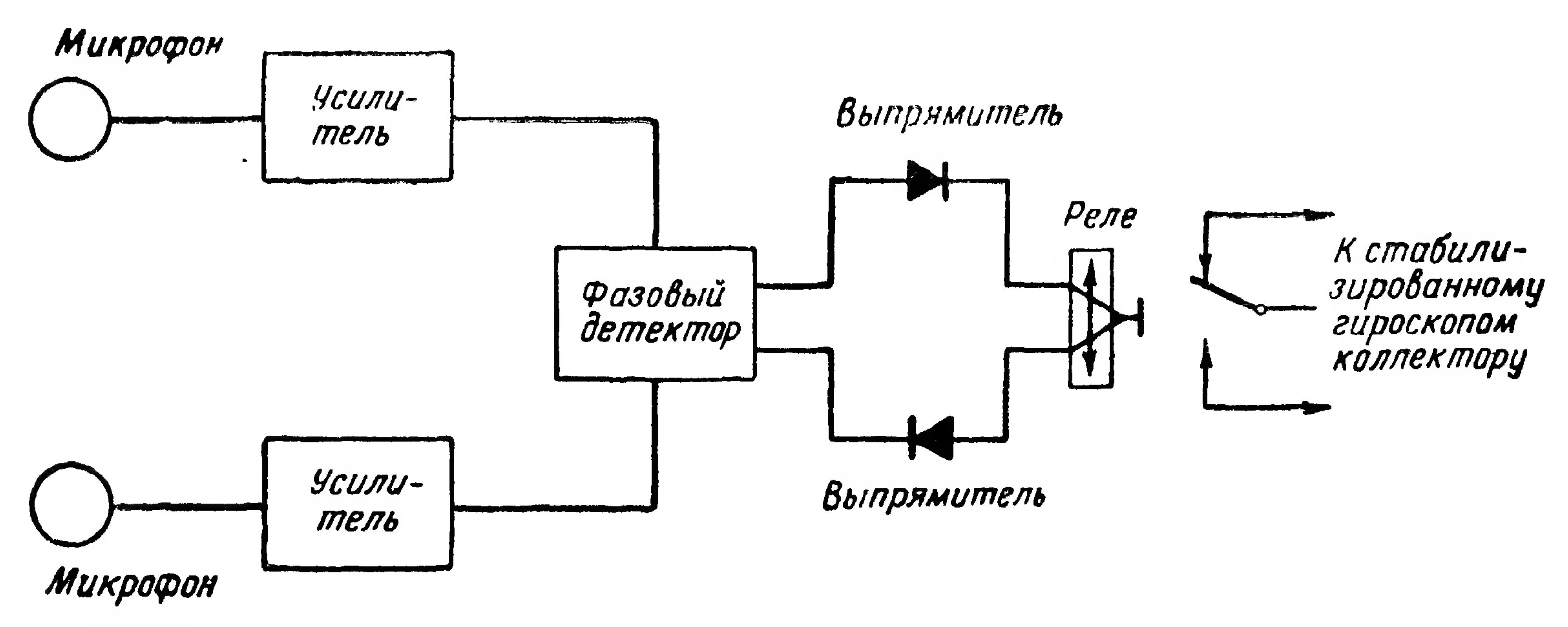


Рис. 39. Функциональная схема акустической головки самонаведения «Дог»

курсу, другая — по тангажу. Сигналы от микрофонов поступают в фазосравнивающие устройства, которые вырабатывают сигналы, необходимые для управления.

В годы второй мировой войны в Германии была разработана акустическая головка самонаведения «Дог» для установки на ракете Х-4 класса «воздух — воздух» (рис. 39). Поскольку ракета Х-4 в полете вращалась вокруг продольной оси, то для пеленгации цели использовались всего два микрофона, которые подключались попеременно к каналам курса и тангажа. Сигналы по каналам распределялись коммутатором, стабилизированным гироскопом.

В некоторых случаях акустическая система координатора наводила ракету на цель лишь после выключения собственного двигателя. Полный угол зрения координатора составлял ±30° [8].

Акустическая головка фирмы ELAC значительно сложнее и содержит четыре двойных микрофона. Каждая пара

динамических микрофонов подключается к входу своего усилителя. Микрофоны размещаются в зоне минимальных акустических помех. Предполагают, что система обеспечивает точность пеленгации 1° при полном угле зрения ±90° [8].

Акустическая головка самонаведения «Цаункёниг» (рис. 40) предназначалась для наведения подводных тор-

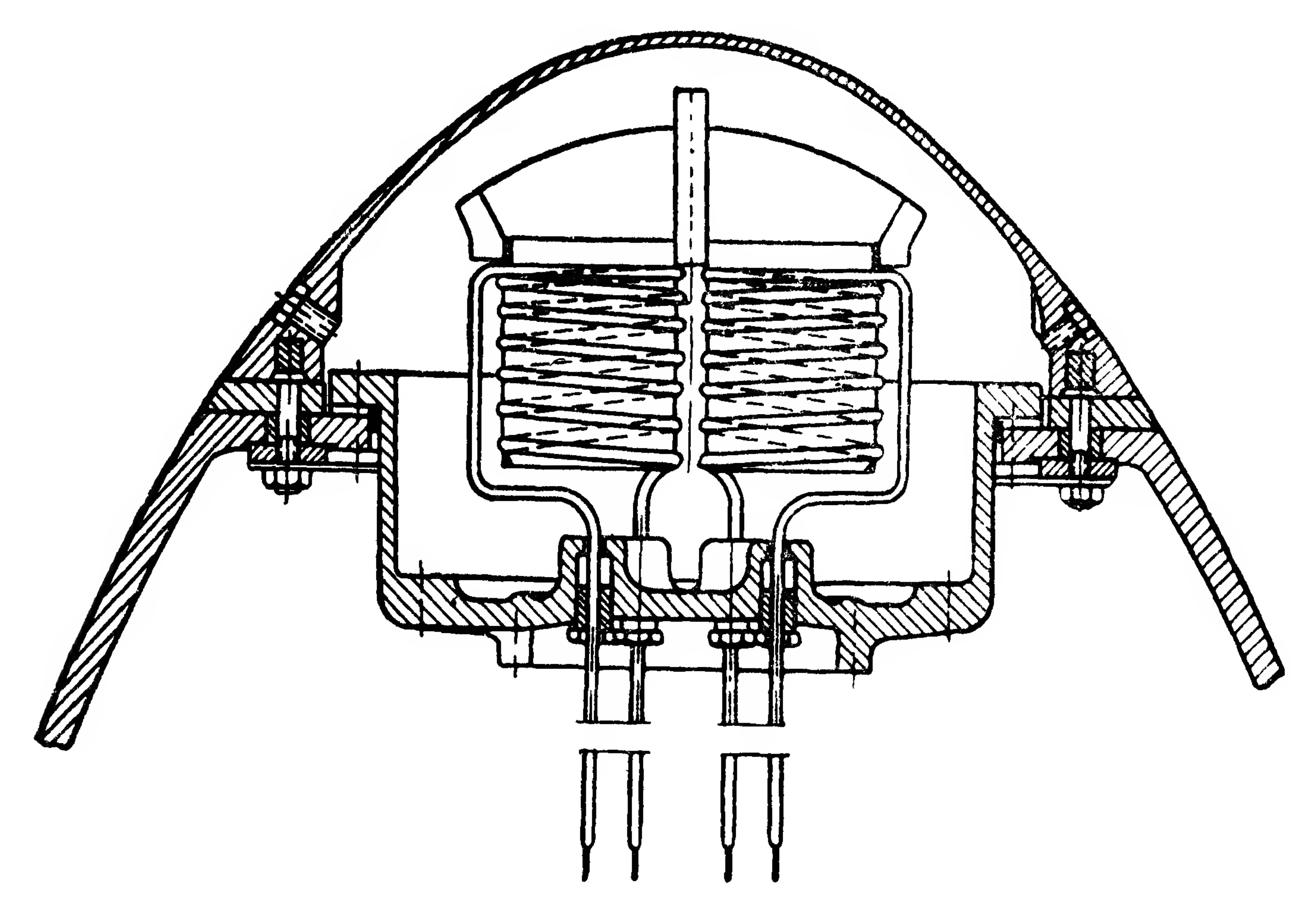


Рис. 40. Приемная часть акустической головки самонаведения «Цаункёниг»

пед. Акустический координатор головки в качестве чувствительного элемента имел два магнитострикционных преобразователя, которые устанавливались в головной части торпеды так, чтобы максимумы их характеристик направленности были разнесены в горизонтальной плоскости относительно продольной оси торпеды примерно на ±30°.

Магнитострикционные преобразователи — это устройства, преобразующие механическую энергию в электрическую и наоборот. Магнитострикционные преобразователи представляют собой магнитопровод в виде вибраторов с наложенными на них обмотками. Действие вибратора в качестве приемника состоит в том, что под воздействием звуковых волн, исходящих от винта корабля-цели, вибратор резонирует, создавая переменное магнитное поле. Магнитные силовые линии поля, пересекая обмотки, создают на их концах переменное напряжение. Напряжение вибратора усиливается и выпрямляется. Специальное устройство срав-

быстром изменении обстановки. При обзоре пространства используется один из видов развертки: спиральная, круговая или розетковая.

Каждый вид развертки легко может быть получен, если, используя прецессию гироскопа, к его рамкам прилагать соответствующие моменты.

В режиме слежения управляющие напряжения поступают с того приемника, который принял сигналы от цели. Переключение из режима поиска в режим слежения осуществляется при помощи реле захвата после обнаружения цели.

В режиме слежения оптическая ось системы поворачивается так, что изображение цели фокусируется на центральном элементе приемной системы. Такая головка сможет обнаруживать цель, имеющую площадь поверхности, равную 0,75 *м*², и температуру нагрева всего лишь 300° К при коэффициенте излучения 0,5 на расстоянии в 80 *км*, и следить за нею.

Дальность обнаружения цели увеличивается до нескольких тысяч километров, если температура нагрева баллистической ракеты (например, сопла двигателя) увеличивается до 1000—3000° К [26].

Иностранные специалисты считают, что инфракрасная поисково-следящая головка может найти применение на антиракетах, для перехвата спутников и для обнаружения момента пуска межконтинентальных баллистических ракет со спутников, находящихся на орбите.

ЛИТЕРАТУРА

1. Э. Бургесс. Управляемое реактивное оружие. Изд. иностр. лит., 1958
2. А. П. Сиверс, Н. А. Суслов. Основы радиолокации. «Советское радио», 1956
3. К. У. Гэтленд. Развитие управляемых снарядов. Изд. иностр. лит., 1956
4. Гуткин Л. С. Принципы радиоуправления беспилотными объектами. «Советское радио», 1959
5. Марисов В. И., Кучеров И. К. Управляемые снаряды. Воениздат, 1959
6. Локк А. С. Управление снарядами. Гостехиздат, 1957
7. Крысенко Г. Д. Управление реактивными снарядами. Воениздат, 1960
8. Ф. Мюллер. Телеуправление. Изд. иностр. лит., 1957
9. Петров В. П, Сочивко А. А. Управление ракетами. Воениздат, 1959
10. Марголин И. А. и Румянцев Н. П. Основы инфракрасной техники. Воениздат, 1957
11. Реактивное оружие капиталистических стран. Обзор 1957—1959 гг. Воениздат, 1957
12. Николаев М. Н. Снаряд против снаряда. Воениздат. 1960
13. Proc. IRE, sept. 1959, 47, № 9, 1537—1539
14. Space Aeronautics, 31 № 1, 1959
15. Aviation Week, 66 № 9—11, 1957
16. Electronics, 1958, 31 № 45, 114
17. Missiles and Rockets, 1958 v. 4, № 19, 32
18. Electronics, 31 № 48, 1958
19. I. Opt. Soc. of America, 1955 v. 45, p. 408
20. Spase Aeronautics, 31, № 1, 1959
21. Aeronautics, 3 № 5, 1959
22. Aviation Week, march, 1957
23. Nichols LW, Craven WA and others Millitary Applications of Infrarend Techniques, Proc. IRE, 1959, sept. 47, № 9, 1611—1624
24. Aviation Week, № 9 (стр. 50), № 10 (стр. 78), № 11 (стр. 89), 1957
25. Aviation Week, 1958, № 23, стр. 67, 69
26. Space Aeronautics, 1960, № 5, стр. 195—198

СОДЕРЖАНИЕ

Куркоткин Владимир Иванович,
Стерлигов Владимир Леонидович

САМОНАВЕДЕНИЕ РАКЕТ
Ракетная техника
М., Воениздат, 1963, 92 стр.

Редактор инженер-майор *Ширяев Н. П.*
Технический редактор *Кузьмин И. Ф.*
Корректор *Дзюбенко Г. В.*

Сдано в набор 8.2.63 г.
Подписано к печати 29.3.63 г.
Г-92161.
Формат бумаги 84×108 $^{1}/_{32}$ — 2 $^{7}/_{8}$ печ. л. =
= 4,715 усл. печ. л.=4,72 уч.-изд. л.
Тираж 20 000. ТП 63 г. № 183
Изд. № 6/4951. Зак. 844.
Цена 17 коп.

1-я типография
Военного издательства
Министерства обороны СССР
Москва, К-6,
проезд Скворцова-Степанова, дом 3

Цена 17 коп.